TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA – MARZEC 1937 r. Nr. 3

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ:

TECHNIKA WYWAŻANIA WIRUJĄCYCH MAS

Inż. JAN ODERFELD, SIMP

(Dokończenie).

5. Wyważanie dynamiczne wirnika sprężarki

Po starannym wyważeniu statycznym komplet wirnika wraz z łożyskami zakłada się w przyrządzie przedstawionym na rys. 12a na maszynę do wyważania dynamicznego. Na rys. 13 widzimy uniwersalną maszynę firmy Kunze przystosowaną specjalnie do tego celu.

W dwóch stojakach *S* wahają się dwie dźwignie *d*, zamocowane na łożyskach kulkowych *ł*. System drgający tworzą: dźwignie, wirniki i sprężyny *Sp*. Drgania tego systemu przenoszą się przez dźwigienki d_1 na lusterka *l*. Dwa aparaty projekcyjne *p* rzucają na lusterka dwa promienie światła, które po odbiciu padają na ekran ze skalą *e*. Przy szybkich drganiach świetlne punkty na ekranie tworzą 2 paski, tym szersze, im drgania większe. Do napędu wirnika służy sprężone powietrze. Pomiędzy fabryczną sieć pneumatyczną a maszynę włącza się zawór redukcyjny utrzymujący stałe ciśnienie. Kran k_1 służy do szybkiego odcinania powietrza, kran k_2 do precyzyjnego regulowania wypływu, czyli do regulacji obrotów wirnika, krany k_3 do równego rozdziału powietrza na 2 wyloty.

Nad zwykłymi maszynami do wyważania rozwiązanie według rys. 13 ma tę wyższość, że gwarantuje równomierny napęd bez szarpań, dokładną regulację obrotów i bardzo dużą przekładnię optyczną. Opisana maszyna pozwala na wyważanie tak statyczne jak dynamiczne, jednakże po długotrwałych próbach okazało się, że wirniki sprężarek lotniczych posiadają głównie błąd statyczny, pochodzący z frezowania łopatek, a dokładnie wykonana oś i lekki odrzutnik w praktyce nie bywają źródłem błędu. Dlatego też na tej maszynie przeprowadza się właściwie tylko wyważanie statyczne. Sposób postępowania opiszemy na przykładzie, zaczerpniętym z praktyki wyważania sprężarek silników Jupiter, Merkury i Pegaz:

a) Numerujemy łopatki wirnika od 1 do 16.

b) Regulujemy dopływ powietrza tak, aby osiągnąć obroty rezonansowe i notujemy szerokość paska świetlnego.

c) Na łopatkach Nr. Nr. 1, 5, 9, 13 (czyli co 90°) przylepiamy kolejno na końcach ten sam kawałek plasteliny (waga dowolna — pożądane około 1 gr.); notujemy szerokość paska świetlnego w sposób pokazany na rys. 12b. Rzut oka na ten schemat wskazuje, że w tym wypadku najkorzystniejsze umieszczenie ciężarka będzie pomiędzy łopatkami Nr. 13 i Nr. 1, bliżej łopatki Nr. 1. Wobec tego przenosimy próbny ciężarek kolejno na łopatki Nr. 15 i 16, i stwierdzamy, że rzeczywiście na Nr. 16 jest najmniejsze wychylenie 10 kresek, czyli, że po stronie łopatki Nr. 16 wirnik jest najlżejszy.

d) Dobieramy tak wielkość ciężarka na łopatce Nr. 16, aby punkty świetlne w rezonansie nie przekraczały dopuszczalnej tolerancji (± 7 kresek na ekranie).

e) Zdejmujemy wirnik i plastelinę kładziemy na szalce dokładnej wagi.

f) Pod najcięższą łopatkę (w tym wypadku Nr. 8) podkładamy szufladkę blaszaną dla zbierania opiłków i piłujemy łopatkę tak długo, aż waga zdjętego metalu niemal zrównoważy plastelinę. Następnie łopatkę polerujemy płótnem szmerglowym.

g) Zakładamy ponownie wirnik na maszynę i sprawdzamy wyważenie.

Pewną trudność w praktyce może nastręczać punkt b). Autor miał sposobność stwierdzić, że opisana maszyna jest tak dokładna, iż rejestruje nietylko drgania w rezonansie głównym, ale także drgania harmoniczne oraz drgania rezonansowe, spowodowane niewyważeniem koszyka łożysk kulkowych. Pochodzenie tych dodatkowych rezonansów jest następujące:

Jeżeli ilość drgań własnych układu jest n, to jak wiadomo, możliwe są rezonansy z wielowęzłowymi drganiami sprężyn o częstotliwości: $2n$, $3n$, $4n$ itd.

Przy wyprowadzaniu równania (5) przyjmowaliśmy, że siła powodująca drganie jest zwykłą funkcją cosinusową. Jest to jednak tylko przybliżenie. W istocie rzeczy jest to funkcja skomplikowana, zawsze jednak można ją rozłożyć (jako okresową) na szereg Fourrier'a:

$$\frac{G}{g} r \omega^2 b \left[m_1 \cos \omega t + n_1 \sin \omega t + m_2 \cos 2 \omega t + n_2 \sin 2 \omega t + \ldots \right]$$

Mogą więc powstać rezonansy przy obrotach wirnika $\frac{n}{2}, \frac{n}{3}, \frac{n}{4}$ i td. Pozostaje jeszcze kwestia łożysk. Szybkość obrotu koszyka wynosi zawsze mniej od połowy szybkości obrotu pierścienia wewnętrznego. W wypadku sprężarek silników Jupiter, Merkury i Pegaz stosunek szybkości jest 0,452. Koszyk jest centrowany luźno na pierścieniu wewnętrznym, a rozstawienie kulek bynajmniej nie jest idealnie dokładne. Z tych zatem powodów wirujący układ koszyka z kulkami stanowi nowe źródło niewyważenia, i powoduje rezonansy przy odpowiednich obrotach. Rezonans główny będzie przy $n_{\text{koszyka}} = n_{\text{drgań własnych}} = n$, ponieważ jednak $n_{\text{koszyka}} = 0{,}452 \cdot n_{\text{wirnika}}$ więc rezonans wystąpi przy obrotach wirnika równych 2,22 n. Prócz tego może powstać cały szereg szybkości krytycznych górnych i dolnych. A więc:

$4{,}44n$, $2{,}22n$, $1{,}11n$, $0{,}74n$, $0{,}55n$.

Zbierając razem omówione trzy szeregi szybkości krytycznych, otrzymamy możliwe rezonansy przy obrotach wirnika równych:

$4{,}44n$ $\underline{4n}$ $\underline{3n}$ $2{,}22n$ $\underline{2n}$ $1{,}11n$ $\underline{n}$ $0{,}74n$ $0{,}55n$ $\underline{0{,}5n}$

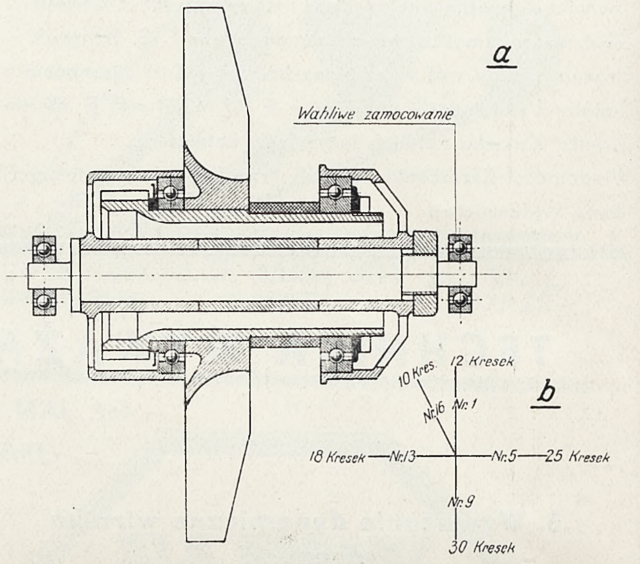
Cyfry podkreślone odnoszą się do niewyważenia spowodowanego wirnikiem, niepodkreślone do łożysk.

Staranne pomiary potwierdziły istnienie niemal wszystkich rezonansów przewidzianych teoretycznie. Rzeczywisty szereg był następujący:

$\underline{4n}$ $\underline{3n}$ $2{,}33n$ $1{,}1n$ $\underline{n}$ $0{,}7n$ $\underline{0{,}5n}$

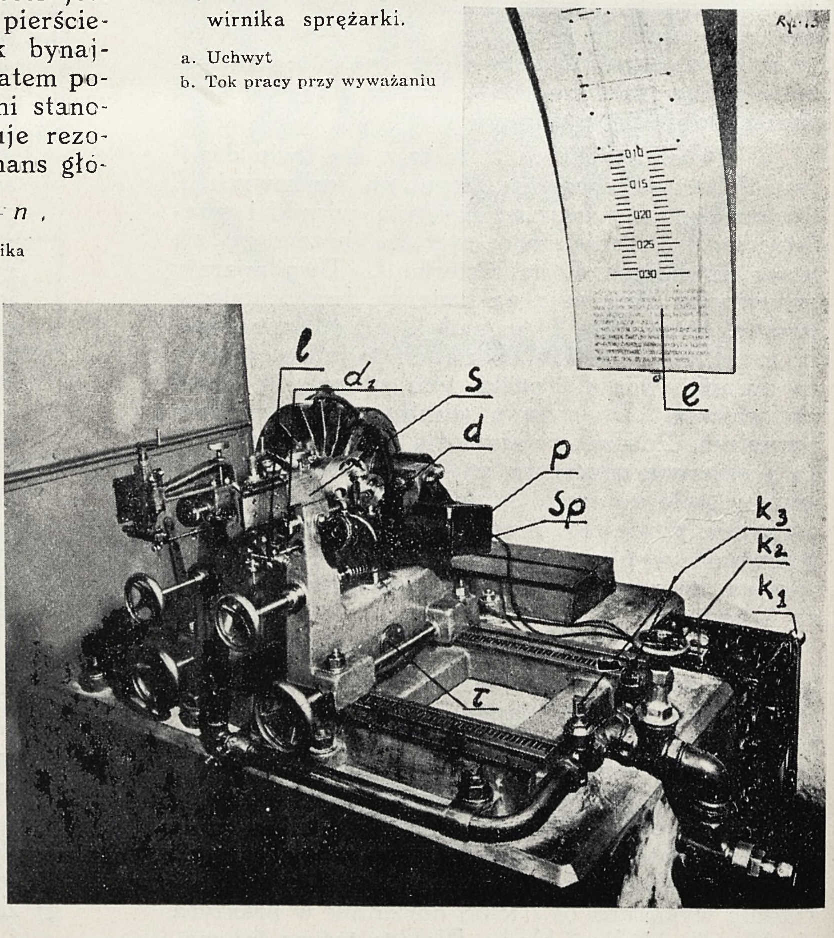
W praktyce niepewność, na którym rezonansie wyważanie przeprowadzić, była źródłem nieporozumień między obsługą maszyny a kontrolą, dopóki do instrukcji nie wprowadzono prostego sposobu wykrywania rezonansu głównego:

Amplitudy są największe w rezonansie głównym. Poznać go można więc po tym, że wzorcowy ciężarek umieszczony na końcu łopatki da na ekranie pasek świetlny o szerokości zgodnej z krzywą cechowania. Dla wirnika Merkury V na przykład przyjęto ciężarek 0,30 gr. Ponieważ wirnik ma 225 mm średnicy, więc moment ciężarka

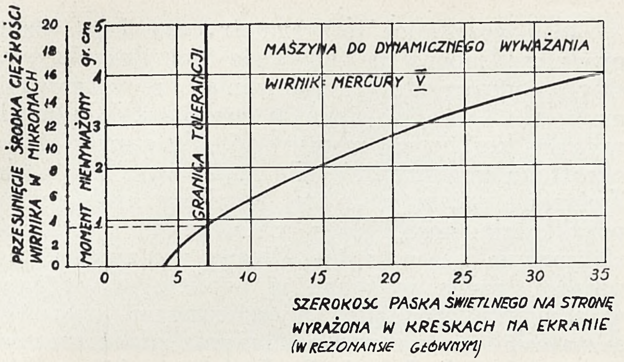


Rys. 12. Wyważanie wirnika sprężarki.

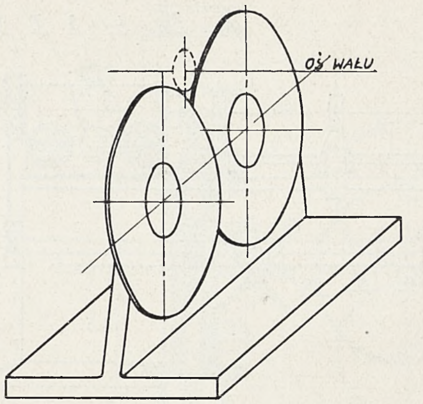
a. Uchwyt
b. Tok pracy przy wyważaniu



Rys. 13. Maszyna do wyważania dynamicznego wirników sprężarki.



Rys. 14. Krzywa cechowania maszyny do wyważania dynamicznego wirników.



Rys. 16. Rolki do wyważania wałów korbowych.

jest 0,30 $\left(\frac{22,5}{2}\right) = 3,37$ gr. cm., co według krzywej cechowania na rys. 14 powinno dać pasek świetlny o szerokości około 27 kresek na stronę. Przy innych sąsiednich obrotach rezonansowych paski świetlne będą znacznie węższe.

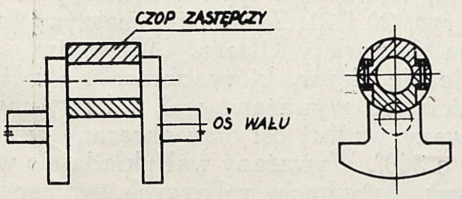
Bliskość rezonansu głównego n i ubocznego $1{,}11n$, pochodzącego od łożysk, uniemożliwia kompletne sprowadzenie do zera drgań w czasie wyważania. Widać to z krzywej cechowania maszyny, która nie zaczyna się od zera, a od czterech kresek. Nawiasem zauważymy, że dopuszczalna tolerancja $\pm$ 7 kresek odpowiada przesunięciu środka ciężkości wirnika o 3,5 mikrona.

6. Wyważanie wałów korbowych rzędowych silników lotniczych

Wały korbowe lotniczych silników rzędowych wymagają ze względu na swoją długość i zawiły kształt oraz wysokie obroty wyważenia dynamicznego. Pierwszą czynnością jest wykonanie tak zw. czopów zastępczych, które zakłada się na czopy korbowe wału (rys. 15). Ciężar czopa zastępczego oblicza się według znanej formuły:

$G = K$ (ciężar części obrotowych $+ \frac{1}{2}$ ciężaru części posuwistych). Wielkość spółczynnika K ustala konstruktor silnika w granicach 0,5 : 1. Każdy czop musi być sam w sobie statycznie wyważony razem ze śrubami, aby jego obrócenie na czopie wału korbowego nie miało wpływu na wyważenie ogólne.

Po założeniu czopów zastępczych, wyważa się statycznie na dużych pryzmach lub rolkach (rys. 16), po czym wał idzie na maszynę do wyważania dynamiczno-statycznego. Oczywiście może to być maszyna uniwersalnego typu, przeważnie jednak używa się maszyn pół automatycznych, t. j. takich, w których odpada konieczność doczepiania próbnych ciężarków do przedmiotu.

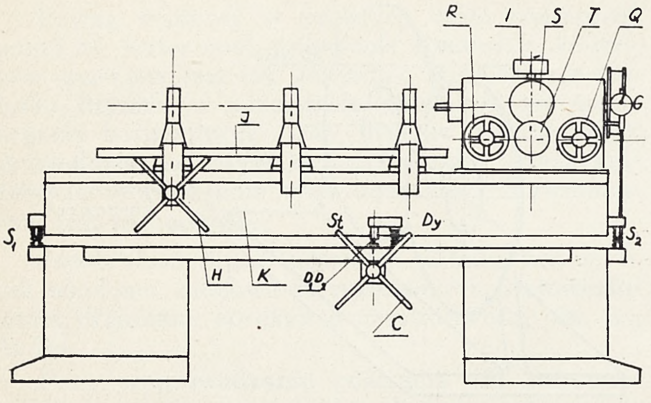


Rys. 15. Czopy zastępcze wałów korbowych.

Tytułem przykładu opiszemy szczegółowo maszynę Tinius Olsen (rys. 17). Wał mocuje się w dwóch lub trzech łożyskach ślizgowych, przesuwanych wzdłuż kołyski K i mocowanych do niej rączkami zaciskowymi. Wzajemne położenie łożysk ustala się przy pomocy pręta J. Kołyska opiera się na 4-ech podporach, z których każda posiada ostrze i sprężynę (rys. 17 i 18a). Podpory S_1 i S_2 leżą w osi kołyski, podpory D_1 i D_2 w osi poprzecznej. Są one tak urządzone, że gdy w S_1 i S_2 kołyska wspiera się na ostrzach, to w D_1 i D_2 kontaktuje tylko ze sprężynami, i odwrotnie. Jasne, że w pierwszym wypadku kołyska będzie drgać naokoło osi podłużnej, w drugim — naokoło osi poprzecznej, w pierwszym zatem wypadku wykryjemy błędy statyczne, w drugim dynamiczne. Zmianę sposobu podparcia osiąga się przez obrócenie krzyża C w stronę St lub Dy (rys. 17). W każdym wypadku kołyska, przedmiot i sprężyny stanowią układ drgający, który przez wyregulowanie obrotów elektrycznego silnika bocznikowego można wprowadzić w rezonans.

Osiągnięcie rezonansu rozpoznaje się po wychyleniach czujnika G, które stają się wtedy regularne i osiągają największą amplitudę. W głowicy maszyny znajdują się przeciwwagi, wirujące razem z wałem. Przez obrót ręcznego kółka R zmienia się ich położenie kątowe w stosunku do wału, a przez obrót kółka Q — wielkość wywieranej przez nie siły odśrodkowej.

Przebieg wyważania jest następujący: maszynę przełącza się krzyżem C na wyważanie statyczne i ustawia się obroty rezonansowe. Sytuacja wtedy jest jak na szkicu 18b. Osią drgań jest S_1—S_2. W reprezentuje statyczny błąd, w — ciężar korygujący w głowicy. Pokręcając kółkami Q i R, doprowadza się do tego, że czujnik G przestaje drgać. Oznacza to, że $WR = wr$. Na skali S odczytuje się odrazu wielkość niewyważonego momentu wr w kilogramometrach, a na skali T kąt przeciwwag w stosunku do mechanizmu głowicy. Położenie kątowe błędu statycznego na przedmiocie otrzymuje się przez obrócenie przedmiotu tak, aby wskaźnik I stanął na kresce swym napisem „statyczne". Błąd do usunięcia leży wtedy z przodu maszyny w płaszczyźnie poziomej, którą zaznacza się kredą. Nie jest jednak obojętne, w którym miejscu, licząc w kierunku osiowym, ten błąd się usunie. Wobec tego przełącza się maszynę na wyważanie dynamiczne (jak na rys. 18c), nie ruszając kółka R, czyli zachowując siły W i w we

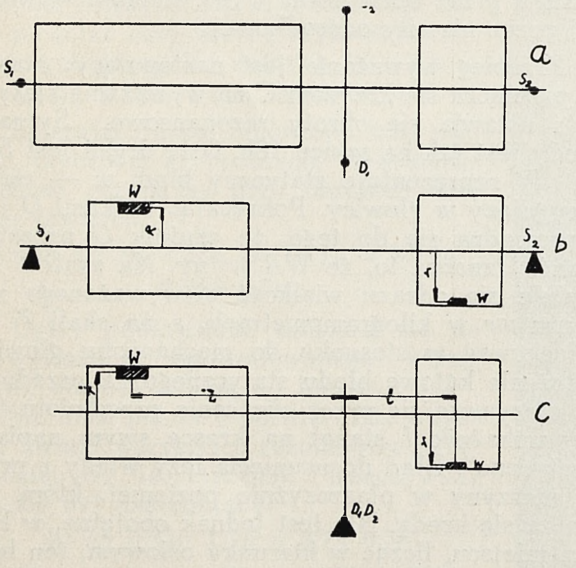


Rys. 17. Maszyna Tinius Olsen do wałów korbowych.

wspólnej płaszczyźnie osiowej. Kręcąc kółkiem Q, które wpływa na wielkość iloczynu wr, próbujemy usunąć drgania maszyny. Naogół nie udaje się ich sprowadzić do zera. Trzeba poprzestać na minimum, które odpowiada równości $WRL = (wr)_1 l$. Wpływ niewyważenia statycznego jest wtedy wyeliminowany, a bicie pochodzi tylko od niewyważenia dynamicznego. Na tarczy S odczytujemy wielkość $(wr)_1$. Porównywując oba odczyty ze sobą, widzimy, że

$$L = \frac{(wr)_1 \cdot l}{(wr)} = \frac{\text{drugi odczyt}}{\text{pierwszy odczyt}} \cdot l$$

Ponieważ l jest wielkością stałą dla danej maszyny, więc przy obliczaniu L można korzystać z gotowej tabeli. Po usunięciu błędu statycznego w analogiczny sposób wyznacza się błąd dynamiczny. Kołyska waha się wtedy naokoło czopów D_1 i D_2. Operując tym razem oboma kółkami Q i R, sprowadza się na obrotach rezonansowych bicie czujnika do zera. Położenie płaszczyzny niewyważenia można znaleźć, obracając ręcznie wał aż do zgrania kreski zerowej z napisem na wskaźniku I: „dynamiczne". Błąd dynamiczny leży w płaszczyźnie poziomej, i nadmiar materiału należy zdjąć z przodu po stronie prawej i z tyłu po stronie lewej.

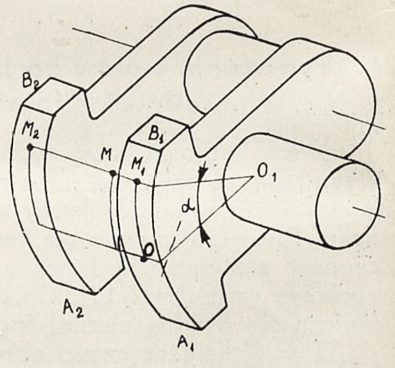


Rys. 18. Maszyna Tinius Olsen

a. Plan maszyny
b. Wyszukiwanie wielkości poprawki statycznej
c. Wyszukiwanie położenia poprawki statycznej

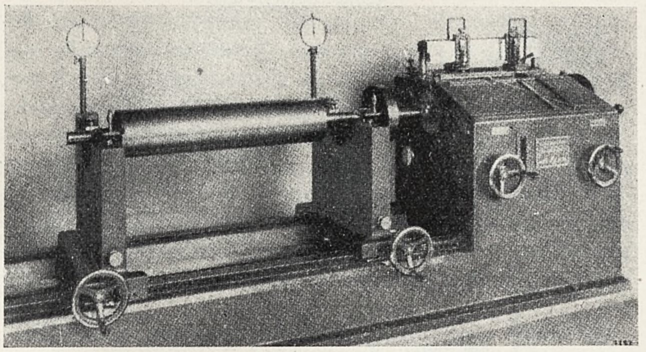
Jeśli przedmiot jest symetryczny (np. wirnik prądnicy), można na podstawie tych danych przystąpić odrazu do zdejmowania lub dodawania materiału we wskazanym miejscu. Jednakże w wale korbowym mamy do dyspozycji tylko określone powierzchnie dla wykonania poprawki. Związane z tym trudności poznamy najlepiej na przykładzie: wyobraźmy sobie, że po wyważeniu statycznym na maszynie Olsena wypadło, iż poprawkę trzeba wykonać w punkcie M, leżącym w powietrzu pomiędzy przeciwwagami (rys. 19), a materiał można usuwać jedynie przez toczenie powierzchni $A_1 B_1$ i $A_2 B_2$. Radzimy sobie, rozkładając ciężar w M na ciężary w M_1 i M_2. Ponieważ wał korbowy był już wyważany na ostrzach, więc wielkość niewyważenia statycznego nie jest zbyt wielka, poza tym odległości $M M_1$ i $M M_2$ są z reguły małe w porównaniu z całą długością wału. Śmiało więc można zrezygnować w praktyce z prawidłowego rozdziału sił i podzielić poprawkę statyczną na obie przeciwwagi po połowie, lub wykonać ją w całości na przeciwwadze bliższej. (Powoduje to niewielką zmianę niewyważenia dynamicznego, które będzie usunięte w następnej operacji). Nie na tym jednak trudności się kończą, bo M_1 może nie leżeć w środku łuku $A_1 B_1$. W tym wypadku należy na powierzchni przeciwwagi zaznaczyć punkty O i M_1 i zmierzyć kąt α między nimi, korzystając z kątowej skali T maszyny, po

Rys. 19. Wprowadzanie poprawek na wałach korbowych silników szeregowych.



czym poprawkę W należy rozłożyć na $W \cos \alpha$ w kierunku OO_1 (można usunąć toczeniem powierzchni AB) i na $W \sin \alpha$ w kierunku prostopadłym do OO_1. Jeśli ta ostatnia poprawka jest niewielka, można ją usunąć na powierzchni bocznej ramienia w przeciwnym jednak razie trzeba ją przerzucić na przeciwwagi innych ramion, co wprawdzie dla wyważenia jest pozornie obojętne, w rzeczywistości jednak wprowadza dodatkowe siły wewnętrzne. Widzimy więc, że mając już nawet wszystkie dane co do niewyważenia wału korbowego, nie można poprawek robić w sposób szablonowy.

Nieco łatwiej uskutecznia się poprawki na maszynie do wyważania typu Schenck, przedstawionej na rys. 20 i 21. Zasada tej maszyny jest dość podobna do zasady Olsena. Wewnątrz głowicy znajduje się ciężar, który obraca się z tą samą szybkością, co wyważany wał, i który może być przesuwany wzdłuż osi oraz okręcany w stosunku do niej o 360°. Wyważany wał układa się w dwóch otwartych łożyskach rolkowych, zamocowanych na płaskich sprężynach. Ciekawą cechą konstruk-

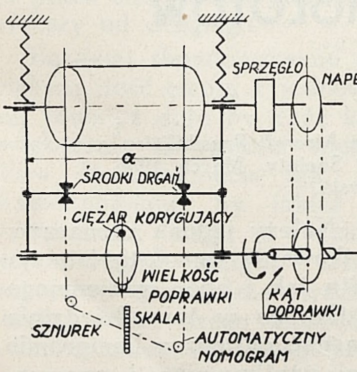


Rys. 20. Maszyna Schenck'a do wałów korbowych.

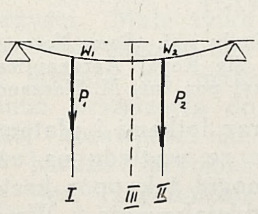
cyjną tej maszyny jest możność regulowania długości sprężyn, przez co zmienia się okres własny drgań układu. W ten sposób można się dostosować do obrotów napędzającego motoru bez konieczności stosowania dość kosztownego silnika regulowanego na prąd stały. Środki drgań można ustalać w dowolnych punktach; wybierając je w pożądanych płaszczyznach korekcji, ogranicza się ilość prób do dwóch (por. § 4). Wystarczy zablokować lewe łożysko, sprowadzić wychylenia na prawym czujniku do zera i przymocować korygujący ciężar w prawej płaszczyźnie korekcji. Następnie należy powtórzyć to samo dla drugiej strony. Należy podkreślić, że osobne usuwanie błędu statycznego i dynamicznego, jak w Olsenie, staje się zbędne, i że odpada konieczność rozkładania poprawek na dwie przeciwwagi.

Mierzone przez tę maszynę niewyważenie ma oczywiście wymiar gr. cm^2. Dla ułatwienia dzielenia przez odległość a (rozstawienie środków drgań), na głowicy maszyny znajduje się automatyczny nomogram, składający się ze skali i stale napiętego sznurka (rys. 21). Na skali odczytuje się odrazu moment gr. cm.

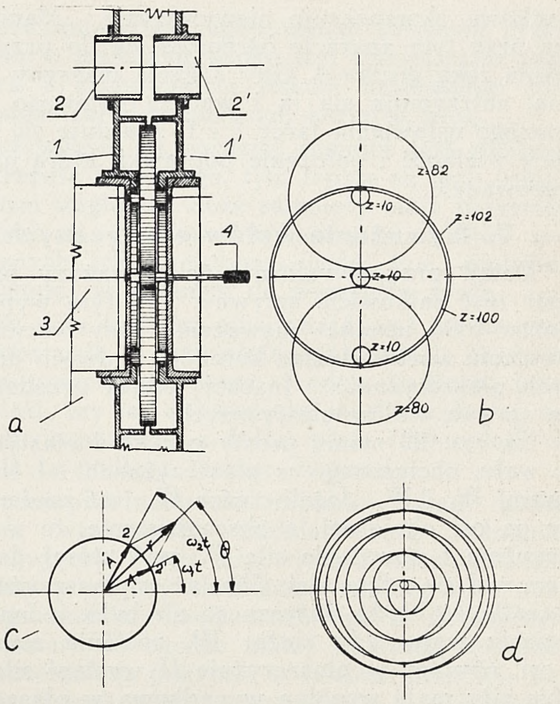
Dalszy krok na drodze automatyzacji wyważania widzimy w maszynie „Punga" (rys. 23). Wał korbowy umieszcza się w łożyskach drgającej kołyski w sposób dość podobny do przyjętego w maszynach Olsena i Schencka. Natomiast wyszukiwanie kąta i wielkości nie wyważonej masy odbywa się w sposób całkowicie automatyczny przez sprzęgnięcie z wyważanym wałem specjalnego urządzenia, które w sposób ciągły zmienia wielkość i położenie korygującej masy. Schemat tego pomysłowego urządzenia mamy na szkicu 23 — a i b.



Rys. 21. Schemat maszyny Schenck'a.



Rys. 22. Wyważanie wałów elastycznych.



Rys. 23. Aparat „Punga".

„a" i „b" Schemat
c — Zasada działania
d — Przykład krzywej, opisywanej przez koniec korygującego wektora.

Składa się ono z dwóch tarcz 1 i 1', w których zamocowuje się wymienne ciężary 2 i 2'. Tarcze otrzymują napęd od wyważanego przedmiotu za pośrednictwem sprzęgła 3 i planetarnego układu kół czołowych. Jeśli się ręką zahamuje kółko 4, to, przy podanych ilościach zębów, tarcza 1 otrzyma względną szybkość kątową w stosunku do przedmiotu $\omega_1 = 0{,}1100\,\omega$, a tarcza 1' szybkość $\omega_2 = 0{,}1125\,\omega$, gdzie ω oznacza szybkość kątową przedmiotu. Wobec tego wypadkowa obu ciężarów 2 i 2' (rys. 23c) będzie się obracać w stosunku do wału z szybkością kątową $\frac{\omega_1 + \omega_2}{2}$ a jej wielkość wynosić będzie $r = 2A\sin\left(\frac{\omega_2 - \omega_1}{2}\right) \cdot t$, gdzie A oznacza siłę pochodzącą od każdego z ciężarów. Po wyrugowaniu t otrzymujemy biegunowe równanie krzywej, jaką w stosunku do wału zakreśla koniec wektora wypadkowego: $r = 2A\sin\frac{\omega_2 - \omega_1}{\omega_2 + \omega_1}\Theta$, a po podstawieniu wartości na ω_1 i ω_2 znajdziemy $r = 2A\sin\frac{\Theta}{89}$. Obrazem równania $= \text{const} \cdot \sin\frac{\Theta}{n}$ jest zamknięta spirala, która wraca do punktu wyjścia po $\frac{n}{2}$ zwojach. Na rys. 23d przedstawiono taką spiralę dla $n = 18$. Dla $n = 89$ byłoby trudno w tej skali krzywą narysować, bo składałaby się z $44\frac{1}{2}$ zwojów. Na tym właśnie polega dzi nie aparatu „Punga". Dla każdej wielkości i położenia niewyważonej masy zawsze znajdzie się takie wzajemne położenie ciężarów 2 i 2', że ich wy-

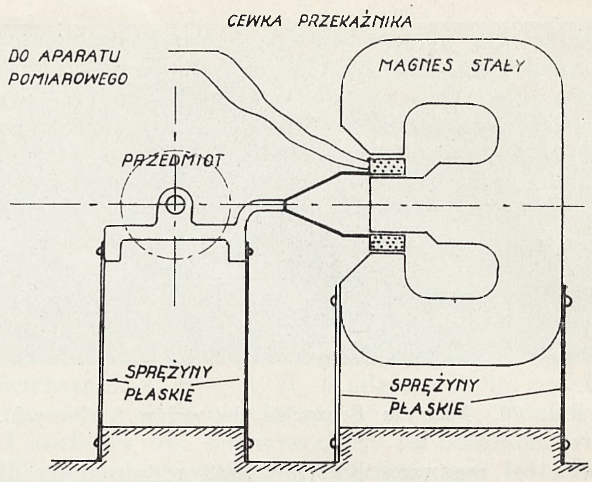
padkowa skompensuje niewyważenie. Manipulacja przy tym aparacie ogranicza się do przytrzymania ręką guzika 4. Gdy drgania maszyny zanikną, zatrzymuje się ją i według kątowego wzajemnego ustawienia tarcz 1 i 1' znajduje się z tablicy wielkość i położenie poprawki, którą należy wprowadzić.

7. Wyważanie wałów elastycznych

Dotąd przyjmowaliśmy, że wyważany przedmiot jest całkowicie sztywny. W tym wypadku można było usunąć nieważenie przy wszystkich obrotach, wprowadzając korekcję w dwóch dowolnych płaszczyznach. Inaczej jednak przedstawia się sprawa wałów elastycznych.

Na rys. 22 mamy prosty przykład elastycznego wału, obciążonego w płaszczyznach I i II ciężarami W_1 i W_2. Jeżeli ciężar W_1 jest zaczepiony nie na osi obojętnej, a ekscentrycznie, to w płaszczyźnie I powstanie siła P_1, pod której działaniem wał się odkształci. Chociaż w płaszczyźnie II początkowo błędu statycznego nie było, jednak po ugięciu wału, gdy ciężar W_2 zostanie zsunięty z osi, również w płaszczyźnie II wystąpi siła P_2. Obie siły mają wspólną wypadkową w płaszczyźnie III, której położenie zależy od wymiarów długościowych i od wielkości sił P_1 i P_2, a co za tym idzie od szybkości. Można uważać, że pod względem wyważenia elastyczny wał jest równoważny wałowi sztywnemu, w którym osiowe rozmieszczenie niewyważonych mas jest inne, niż w wale elastycznym, i zależne od obrotów. Z tego wynika, że wyważenie jest poprawne jedynie dla tych obrotów, na jakich zostało przeprowadzone. Narzuca się więc konieczność wyważania elastycznych wałów przy obrotach możliwie zbliżonych do normalnych.

Wały korbowe silników lotniczych są nagół dostatecznie sztywne, aby je wyważać przy niskich obrotach (rzędu kilkuset), zdarzają się jednak wypadki, kiedy wyważenie przy wysokich obrotach staje się konieczne. Operację tę można przeprowadzić na opisanej w § 6 maszynie Schenck'a o regulowanych sprężynach. Szczególnie jednak do tego celu nadają się maszyny całkowicie zelektryfikowane. Na rys. 24 mamy schemat maszyny typu Westinghouse, która nadaje się do wyważania przy obrotach od 1000 do 8000 na minutę. Uchwycenie przedmiotu jest normalne,



Rys. 24. Schemat maszyny elektrycznej Westinghouse do wyważania dynamicznego.

t. zn. w sprężynujących łożyskach. Do łożysk są przymocowane cewki przekaźników elekromagnetycznych. Pod wpływem drgań łożysk powstają w nich prądy zmienne, których wielkość i fazę można mierzyć zwykłymi metodami elektrotechniki. Mając te dane, łatwo wyznaczyć wielkość i położenie niewyważonych mas. Maszyna Westinghouse'a posiada ponadto specjalny obwód elektryczny, w którym prądy z obu przekaźników zostają na siebie nałożone, tak że prąd wypadkowy daje odrazu poprawkę w dowolnie wybranej płaszczyźnie korekcji. Możliwe są zresztą i inne sposoby wyznaczenia poprawek na drodze elektrycznej. Wspólną cechą wszystkich maszyn tego rodzaju jest duża dokładność, prosta obsługa i krótki czas wyważania.

BIBLIOGRAFIA

1. „Messung Mechanischer Schwingungen", Steuding.
2. „Vibrations in Engineering", Timoshenko.
3. „Dampf und Gasturbinen", Stodola.
4. „Ueber das Auswuchten von Automobile und Flugzeugmotoren", ATZ, 1929, Heft 10.
5. „Balancing Equipment" Fletcher, The Automobile Engineer, May 1931.
6. „A Rapid Method for Determining and Correting Unbalance", Rushing, Instruments, Sept. 1936.
7. „Kleine Auswuchtmaschine", V.D.I., 3 Okt. 1936.

KILKA UWAG O MOŻLIWOŚCIACH SAMOLOTÓW

F. S. BARNWELL

(Dokończenie). *)

Z oryginału p. t. „Some Notes on Aircraft Possibilities", Journal of the Royal Aeronautical Society, March 1936, przetłumaczył por. inż. M. Kaczanowski.

Poprzez całą pracę autor przyjmował, iż opór kształtu i opór wzajemnego oddziaływania zostały całkowicie usunięte (za wyjątkiem załamania obrysu kadłuba w części mieszczącej kabinę pilota i szczelin pomiędzy sterami i statecznikami oraz lotkami i płatem). Należy jednak zaznaczyć, że ze względu na użytkowanie samolotu istnieją nagół tak opór kształtu jak i opór wzajemnego oddziaływania. Wszystko, co w tej dziedzinie można zrobić, to osiągnąć najlepszy kompromis pomiędzy wymaganiami użytkownika i oporem. Samolot typu E_2 (tabl. 2) z nitowanym pokryciem

*) Początek drukowany w Nr. 11 — 1936 r. str. 237—243 i w Nr. 1 — 1937 r. str. 13 — 17.

jest znacznie szybszy, niż prawie wszystkie istniejące samoloty o takim samym obciążeniu powierzchni płata i obciążeniu mocy; strata ta musi być położona właśnie na karb oporów kształtu i wzajemnego oddziaływania tych samolotów. Naturalnie przy projektowaniu samolotu opory te mogą być zmniejszone do minimum spowodowanego wymaganiami dobrego użytkowania. Minimum te nie może być jednak określone ogólnie, i o wielkości jego decydują warunki specjalne każdego typu samolotu.

Daleko większą pozycją oporu jest opór tarcia powierzchniowego, wszystkie więc wysiłki muszą być skierowane ku uzyskaniu gładkiej (polerowanej) powierzchni pokrycia i ku zmniejszeniu zbędnych powierzchni pokrycia.

Opór chłodzenia nie jest pozycją o wielkim znaczeniu. Typ samolotu E_2 (tabl. 2) jest o 14,7% wolniejszy, niż typ E_1, ale typ E_1 jest tylko o 2,8% wolniejszy od typu E, t. j. 6% oporu chłodzenia wywołuje tylko $1/5$ strat spowodowanych łbami nitów pokrycia.

Należy zaznaczyć, że tak niski opór chłodzenia (6% mocy) jest nieosiągalny dla szybkich współczesnych samolotów przy szybkości maksymalnej; bardziej zbliżoną do rzeczywistości cyfrą byłoby 12%. Opór chłodzenia 6% może być osiągnięty jedynie przy szybkościach mniejszych. W nowoczesnym samolocie wymagane są sterowane osłony silnika i dobre opracowanie przepływu powietrza przy wejściu pod osłony i przy wyjściu z nich. Kwestia ta nie jest jednak tak ważna, jak gładkość powierzchni pokrycia, i nie przedstawia zbyt dużych trudności dla konstruktora.

Najmniejszy zysk na ciężarze konstrukcji samolotu i jego zespołu napędowego ma dużą wartość ze względu na to, że zysk ten może być bezpośrednio dodany do ciężaru użytecznego samolotu. Główny ciężar tego zagadnienia spoczywa na dobrym projektowaniu części samolotu i zastosowanych materiałach. Wydaje się mało prawdopodobne uzyskanie znacznych korzyści na tej drodze.

Największym oczywiście zyskiem byłoby podniesienie sprawności cieplnej zespołu napędowego. Przytoczone wyżej zużycie paliwa 0,52 funtów na *b.h.p.* (236 gr/*b.h.p.*) i godzinę oznacza sprawność cieplną 27%. Każde powiększenie tej sprawności oznaczałoby zaoszczędzenie ciężaru (i objętości) paliwa i zmniejszenie oporu powodowanego przez chłodzenie; pierwszy zysk byłby zresztą większy od drugiego.

Bardziej skondensowane paliwo, dostarczające większą ilość ciepła z jednostki ciężaru (i objętości) również dało by duże korzyści. Małe tylko zwiększenie sprawności śmigła jest obecnie możliwe do osiągnięcia tak, iż wydaje się mało prawdopodobne, by jakieś inne urządzenie do wytwarzania ciągu o większej sprawności mogło zastąpić śmigło. Dla bardzo szybkich samolotów szczególnie ważne jest zagadnienie startu, wobec czego niezbędne staje się śmigło o skoku zmiennym i zespół napędowy, pozwalający na rozwijanie dużej mocy i ilości obrotów przy starcie.

Najważniejszym zagadnieniem stojącym przed śmigłem o zmiennym skoku jest zmniejszenie jego ciężaru z zachowaniem jednak najlepszego pod względem aerodynamicznym kształtu śmig.

Oczywiście, im bardziej samolot jest zbliżony do skrzydła latającego, tym lepsze są jego osiągi. Pod tym względem duże samoloty mają przewagę nad małymi, ponieważ wymiary przekrojów poprzecznych ich kadłubów mogą być mniejsze (względnie) w stosunku do wymiarów płata.

Czy góra kadłuba musi znajdować się na jednym poziomie z górą płata (górnopłat), czy płat winien przechodzić przez środek kadłuba (średniopłat), czy też dół kadłuba musi znajdować się na jednym poziomie z dołem płata (dolnopłat), to kwestia ta podlega jeszcze dyskusji.

Średniopłat nastręcza najmniej obaw przed oporem wzajemnego oddziaływania, dolnopłat zaś najwięcej. Przez odpowiednie ukształtowanie przejścia pomiędzy kadłubem i płatem opór wzajemnego oddziaływania może być w dolnopłacie zmniejszony do bardzo małej wartości; dodatkowa powierzchnia pokrycia w miejscu przejścia powoduje jednak wzrost oporu tarcia powierzchniowego. W praktyce o wyborze górno-, średnio- lub dolnopłata decydują wymagania eksploatacyjne bardziej, niż względy aerodynamiczne.

Pchające śmigła dają nieznaczne korzyści, powodując zmniejszenie wpływu strumienia zaśmigłowego. Samolot typu E (tabl. 2) o śmigłach ciągnących jest około 3% wolniejszy od typu D o śmigłach pchających, strata ta pochodzi jednak głównie z dodatkowych powierzchni pokrycia gondol silnikowych samolotu typu E. Schowane silniki mogą równie dobrze obracać śmigła pchające jak i ciągnące i z silnikami schowanymi oba typy samolotów będą prawie jednakowo szybkie — typ D_r o śmigłach ciągnących będzie tylko o 0,3% wolniejszy od typu D o śmigłach pchających.

Przy rozważaniu zalet i wad śmigieł ciągnących i pchających musi być uwzględniona wyższość śmigieł ciągnących przy starcie samolotu, szczególnie ze względu na to, iż start staje się najtrudniejszym dla konstruktora zagadnieniem przy projektowaniu bardzo szybkich samolotów.

Silnik schowany nasuwa jednak szereg zastrzeżeń. Powierzchowna analiza dostarcza szeregu bardzo silnych dodatnich argumentów jak: zmniejszenie powierzchni pokrycia, zwiększenie pola widzenia i zmniejszenie źródeł oporu wzajemnego oddziaływania. Jednak kontrargumenty są równie silne: ciężar zespołu napędowego (suchego) będzie większy, zagadnienia konstrukcyjne stają się bardziej trudne, zaś ciężar konstrukcji prawdopodobnie wzrośnie, dostępność może okazać się bardzo trudną, wreszcie dobre umieszczenie środka ciężkości całego samolotu może nastręczyć duże trudności bez uciekania się do bardzo długiego przodu kadłuba lub ukształtowania płata w strzałę. Dla przeprowadzenia dokładnej analizy tego zagadnienia potrzebna jest duża ilość doświadczeń i badań.

Rozpatrzymy w końcu zagadnienie śmigieł przeciwbieżnych; jako śmigła przeciwbieżne rozumieć będziemy:

1. śmigła umieszczone parami po obu stronach osi symetrii samolotu wielosilnikowego, obracające się w przeciwnych kierunkach;
2. współosiowe śmigła osadzone jedno bezpośrednio za drugim (powiedzmy na jednym środkowym silniku) obracające się w przeciwnych kierunkach.

Jedyną wadą śmigieł przeciwbieżnych pierwszego rodzaju jest sprawa części zapasowych do przeciwbieżnych silników. Śmigła rodzaju drugiego są bardzo korzystne dla samolotów jednosilnikowych z silnikiem o dużej mocy. Przedstawiają one jednak duże trudności konstrukcyjne; wydaje się wogóle niemożliwe zaprojektowanie takich śmigieł o zmiennym skoku, a w tym wypadku śmigła te nie mogłyby mieć zastosowania wobec obecnie stawianych wymagań.

Jest rzeczą zupełnie pewną, że różnice w osiągach, pochodzące od przeciwbieżnych śmigieł w porównaniu do śmigieł obracających się w jednym kierunku, są bardzo małe. Jednak samolot z symetrycznie umieszczonymi śmigłami musi mieć zdecydowaną wyższość pod względem zwrotności (sterowności) i łatwości utrzymania kierunku. Wyższość ta będzie proporcjonalna do stosunku mocy silników do ciężaru lub ściślej do stosunku mocy do rozpiętości płata. Wydaje się również, że symetryczne umieszczenie śmigieł może zmniejszyć prawdopodobieństwo powstania drgań, szczególnie drgań usterzeń.

Załącznik 1

Opór tarcia powierzchniowego

Opór tarcia powierzchniowego jest wynikiem skomplikowanego procesu fizycznego i dokładny jego pomiar jest sprawą bardzo trudną. Czysty opór tarcia powierzchniowego musi reprezentować tylko siłę żywą (lub jej zmianę), nadawaną powietrzu w jednostce czasu, gdy przepływa ono nad gładką powierzchnią ciała; zawsze jednak będzie istniał pewien stopień zaburzeń w warstwie granicznej.

Jako warstwę graniczną rozumie autor warstwę hipotetyczną, wewnątrz której powietrze jest mniej lub więcej nieruchome względem powierzchni, nazewnątrz której zaś powietrze jest nieruchome względem siebie samego. Stąd, należy się spodziewać, że warstwa graniczna dotyka powierzchni ciała na jego krawędzi natarcia i rozchodzi się stopniowo coraz dalej od powierzchni ciała osiągając maximum na krawędzi spływu.

Ponieważ istnieje szybkość (względna) powietrza nad powierzchnią ciała, musi więc być zmiana ciśnienia statycznego powietrza nad tą powierzchnią. Ponieważ powietrze w warstwie granicznej jest mniej lub więcej nieruchome względem ciała, może więc być ono rozpatrywane jako związane z tym ciałem. Stąd muszą istnieć zmiany ciśnienia w warstwie granicznej. Gdyby te zmiany ciśnienia stały się zbyt duże (co może być spowodowane przez nadmierne zagięcia powierzchni ciała), lub gdyby warstwa graniczna zgrubiała się zbyt gwałtownie (co może być spowodowane przez niedostatecznie gładką powierzchnię), to warstwa ta załamie się, i powstaną zaburzenia, skutkiem czego opór wzrośnie.

Wszystkie wyniki pomiarów oporu tarcia powierzchniowego prawdopodobnie zawierają pewną wartość oporu pochodzącego od zaburzeń w warstwie granicznej. Autor uważał, że cyfra 0,0015 ρv^2 funtów na stopę^2 (0,0073 kg/m^2) reprezentuje czysty opór tarcia powierzchniowego i jest wartością stałą niezależną od kształtu, wymiarów i szybkości; założenie to zdaniem autora jest niezupełnie ścisłe.

Załącznik 2

Płat latający.

Ogólne równanie szybkości: (patrz rys. 1 i 2) ma postać:

$(1/11)\ (W^2/A)\ (1/\rho v^3) + 0{,}003 A\rho v^2 = 550\ b.h.p./v$ . . (1)

$W/b.h.p. = 12$ i $\rho = 0{,}00237$.

Stąd biorąc A jako jednostkę otrzymamy:

$(1/11)\ (W^2)\ (1/0{,}00237 v^2) + (0{,}003 . 0{,}00237 v^3 = 550 W/12 v$

lub $W^2/0{,}0021725 v + 0{,}00008532 v^3 = 550 W$ . . (2)

Płat ustateczniony.

Opór indukowany D_i będzie 1,237 razy większy niż dla płata latającego, powierzchnia pokrycia zaś 1,46 razy większa (patrz rys. 5 i 6). Równanie szybkości przyjmie postać:

$1{,}237\ W^2/0{,}0021725\ v + 1{,}46\ (0{,}00008532\ v^3) = 550\ W$

lub $W^2/0{,}001756\ v + 0{,}0001246\ v^3 = 550\ W$. (3)

Należy zaznaczyć, że w równaniu (3) również przyjęto A równym jedności.

Załącznik 3

Płat latający. (rys. 3).

Z równania szybkości (1) przy $W/A = 30$ i $\rho = 0{,}00237$ (poziom ziemi) obciążenie mocy $W/b.h.p. = 30\ A/b.h.p.$ lub $b.h.p = 30\ A$ obciążenie mocy, otrzymamy: $(900\ A^2/11 A)\ (1/0{,}00237\ v^2) + (0{,}003 . 0{,}00237\ A v^3) = 16500\ A/v$ (obciążenie mocy)

lub $34500/v + (0{,}0711/10^4)\ v^3 = 16500$ (obciążenie mocy) (4)

Załącznik 4

Płat latający (rys. 4).

Z równania szybkości (1) przy $W/A = 30$ lub $W = 30 A$ i $W/b.h.p. = 12$ a więc $b.h.p. = 2{,}5\ A$ otrzymamy:

$900\ A^2/11\ A\rho v^2 + 0{,}003\ A\rho v^2 = 1375\ A/v$

lub $81{,}82/\rho v + 0{,}003\rho v^3 = 1375$ . . . (5)

Płat ustateczniony (rys. 7).

Opór indukowany D_i będzie 1,237 razy większy, niż dla płata latającego, powierzchnia pokrycia zaś 1,46 razy większa. Równanie szybkości przyjmie postać:

$1{,}237\ (81{,}82/\rho v) + 1{,}46\ (0{,}003\rho v^3) = 1375$

lub $101{,}2/\rho v + 0{,}00438\rho v^3 = 1375$ . . . (6)

Załącznik 5

Płat latający.

Przyjmujemy $W/A = 100$ lub $W = 100\ A$, $W/b.h.p. = 5$ lub $b.h.p. = W/5$ i $\rho = 0{,}000361$ (wysokość 50000 stóp). Równanie szybkości przyjmie postać:

$(10000/11\ A)\ (A^2/0{,}000361\ v^2) + (0{,}003 . 0{,}000361)\ A v^2$ $11000\ A/v$

lub $10^6/0{,}3961\ v + (1{,}083/10^6)\ v^3 = 11000$ . . (7)

Załącznik 6

Płat z kadłubem o wymiarach praktycznych (rys. 8).

$Di = (1{,}237/11)\ (W^2/A)\ (1/\rho v^2)$

$D_p = (0{,}00315 + 0{,}00170 + 0{,}00083)\ A\rho v^2 = 0{,}00568\ \rho v^2$

$T = 550\ b.h.p./v$

Przy $W/A = 30$ lub $W = 30\ A$ i $W/b.h.p. = 12$ lub $b.h.p. = 2{,}5\ A$ równanie szybkości przyjmie postać:

$(1{,}237 . 900\ A^2)\ 11\ A\rho v^3 + 0{,}00568\ A\rho v^2 = 1375\ A/v$

lub $101{,}2/\rho v + 0{,}00568\ A\rho v^2 = 1375$ . . . (8)

Gdy sprawność śmigła wynosi 90% to $T = 495\ b.h.p./v$ i równanie szybkości przyjmie postać:

$101{,}2/\rho v + 0{,}00568\rho v^3 = 1237{,}5$ . . . (9)

Załącznik 7

Samolot transportowy (rys. 9A).

$D_i = (1{,}237/11)\ (W^2/A)\ (1/\rho v^2)$

jak dla płata ustatecznionego. W tym jednak wypadku $W = 15000$ i $A = 500$ tak iż

$D_i = 50600/\rho v^2$

$D_p = 0{,}00568\ A\rho v^2 = 160 . 0{,}0015\ \rho v^2 = 3{,}08\ \rho v^2$

$T = 0{,}9 . 550 b.h.p./v = 495 . 1250/v = 618750/v$

Opór części znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym:

gondole	$160 . 0{,}0015\ \rho v^2 =$	$0{,}240\ \rho v^2$
usterzenie	$1{,}2 . 80 . 2 . 0{,}0015\ \rho v^2 =$	$0{,}288\ \rho v^2$
części płata	$2 . 105 . 2 . 0{,}0015\ \rho v^2 =$	$0{,}630\ \rho v^2$
razem		$1{,}158\ \rho v^2$
na jedno śmigło		$0{,}579\ \rho v^2$

Załącznik 8

Strumień zaśmigłowy.

Jeśli $K_d\ \rho v^2$ jest oporem części znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym, to wzrost tego oporu spowodowany strumieniem zaśmigłowym wyrazi się:

$$d_s = K_d\,\rho\,(v_s^2 - v^2)\;.\;.\;.\;.\;.\;.\;.\;(1)$$

gdzie ρ jest gęstością powietrza, v_s — szybkością powietrza w strumieniu zaśmigłowym i v — szybkością samolotu.

Ciąg śmigła wyraża się:

$$T = \frac{1}{2}\,\rho\,A_s\,(v_s^2 - v^2)\;.\;.\;.\;.\;.\;(2)$$

gdzie $A_s = \frac{\pi D^2}{4}$ jest polem przekroju strumienia zaśmigłowego (D — średnica śmigła). Wtedy z równań (1) i (2)

$$d_s = (2\,K_d\,/A_s)\;T.\;.\;.\;.\;.\;.\;.\;.\;(3)$$

lub

$$d_s = (8/\pi)(K_d/\ ^2)\;T\;.\;.\;.\;.\;.\;.\;.\;(4)$$

w wypadku samolotu o śmigłach ciągnących (rys. 9A) gdy K_d = 0,579 na jedno śmigło i D = 10 stóp (3,15 m)

$$d_s = (8/\pi)\,(0{,}579/100)\,(T/2) = 0{,}0148\;T$$

w wypadku samolotu o śmigłach pchających (rys. 9B) gdy K_d = 0,144 na jedno śmigło i D = 10 stóp (3,15 m)

$$d_s = (8/\pi)\,(0{,}144/100)\,(T/2) = 0{,}00367\;T$$

Załącznik 9

Opór chłodzenia.

Opór chłodzenia jest wielkością, co do której łatwo może zajść pomyłka, chyba, że ściśle określimy, co termin ten oznacza. Opór chłodzenia jest tu rozumiany jako opór powstający naskutek przepływu powietrza dokoła silnika dla zapewnienia mu dostatecznego chłodzenia; jest więc on różnicą oporów samolotu w dwóch wypadkach:

a) oporu samolotu zapewniającego dostateczne chłodzenie silnika i

b) oporu samolotu z zamkniętymi otworami do wlotu i wylotu powietrza chłodzącego silnik.

Stąd w wypadku samolotu jednosilnikowego z śmigłem ciągnącym i silnikiem zabudowanym na przedzie kadłuba, nie będzie innego oporu dodatkowego pochodzącego od silnika prócz oporu chłodzenia, jeśli silnik posiada taki kształt i wymiary, że może być całkowicie zabudowany w doskonale ukształtowanym (dającym mały opór) przedzie kadłuba.

W wypadku samolotu wielosilnikowego z silnikami ukrytymi w skrzydle i śmigłami napędzanymi przy pomocy długich wałów również nie będzie innego oporu dodatkowego pochodzącego od silnika prócz oporu chłodzenia i bardzo małego oporu osłon wałów napędowych.

W wypadku samolotu z gondolami silnikowymi, jak to jest przedstawione na rys. 9A, prócz oporu chłodzenia wystąpi również opór pochodzący od samych gondol, jednak opór ten nie może być zaliczony do oporu chłodzenia, jak to wynika z jego definicji.

Oczywiście, w wypadku gdy opór chłodzenia jest przyjęty jako pochłaniający stały procent mocy silników, samolot musi posiadać sterowane osłony silnikowe. Gdy opór chłodzenia pochłania $n\%$ mocy silników, to równa się (n. 550 $b.h.p.$/100.v) a więc im większa jest szybkość samolotu, tym mniejszy będzie opór chłodzenia. Gdy osłony silnikowe nie są sterowane, to opór chłodzenia rośnie z kwadratem szybkości samolotu.

Opór chłodzenia dla każdego silnika wraz z osłonami jest zwykle określany na podstawie prób w tunelu aerodynamicznym. Tak np. dla samolotu X dwukrotnie szybszego (na tej samej wysokości i przy tej samej mocy silników), niż samolot Y, opór chłodzenia (przy większej szybkości) musi być równy tylko połowie tego co dla samolotu Y (przy mniejszej szybkości), o ile opór chłodzenia obu samolotów ma pochłaniać ten sam procent mocy silników. Stąd przy tej samej szybkości i na tej samej wysokości opór chłodzenia samolotu X musi być równy tylko $0{,}5.0{,}5^2$ lub jedną ósmą tego co dla samolotu Y.

Załącznik 10

Z załącznika 8 mamy:

$$d_s = (8/\pi)\,(K_d/100)\,(T/\ )\ \text{(na jedno śmigło)}$$

dla samolotu podanego na rys. 9A, gdzie $K_d\,\rho\,v^2$ jest oporem wszystkich części, leżących w strumieniu zaśmigłowym jednego śmigła, a T jest ciągiem obu śmigieł.

Opór chłodzenia równa się

$$0{,}5.(6/100).1{,}250.550/v = 20625/v \text{ (na jedno śmigło).}$$

Opór wszystkich części znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym jednego śmigła jest równy $0{,}579\rho v^2$ (zał. 7). Stąd $K_d = (0{,}579 + 20625)\,\rho\,v^2$ a więc

$$d_s = (8/\pi)\,(T/100)\,(0{,}579 - 20625/\rho\,v^3) =$$
$$= T\,(0{,}0148 + 526/\rho\,v^3)$$

Załącznik 11

Spółczynnik oporu tarcia powierzchniowego K_f wzrasta z 0,0015 do 0,0024, t. j. o 0,0009. Przy wartości W/A = 30 i $W/b.h.p.$ = 12 równania szybkości przyjmą postać:

dla skrzydła latającego (zał. 4):

$$81{,}82/\rho\,v + [0{,}003 + (2.0{,}0009)]\,\rho\,v^3 = 1375$$
$$81{,}82/\rho\,v + 0{,}0048\,\rho\,v^3 = 1375$$

dla skrzydła ustatecznionego (zał. 4):

$$101{,}2/\rho\,v + [0{,}00438 + (2{,}92.0{,}0009)]\,\rho\,v^3 = 1375$$
$$101{,}2/\rho\,v + 0{,}00701\,\rho\,v^3 = 1375$$

dla samolotu przedstawionego na rys. 8 (zał. 6):

$$101{,}2/\rho\,v + [0{,}00568 + (3{,}48.0{,}0009)]\,\rho\,v^3 = 1375$$
$$101{,}2/\rho\,v + 0{,}00881\,\rho\,v^3 = 1375$$

Załącznik 12

Dwusilnikowy samolot z śmigłami ciągnącymi jak na rys. 9A z oporem tarcia powierzchniowego powiększonym o $0{,}0009\,\rho v^2$ będzie posiadał opory:

$$D_i = 50600/\rho\,v^2 \text{ (jak poprzednio w zał. 7)}$$
$$D_p = [3{,}08 + (1900.0{,}0009)]\,\rho\,v^2 = 4{,}79\,\rho\,v^2$$

Całkowity opór części znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym mniej opór chłodzenia będzie miał obecnie wartość

$$[1{,}158 + (740.0{,}0009)]\,\rho\,v^2 = 1{,}824\,\rho\,v^2$$

opór chłodzenia jak poprzednio wyniesie $20625/v$ na każdy silnik. Stąd opór części znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym łącznie z oporem chłodzenia będzie równy

$$(0{,}912 + 20625/\rho\,v^3)\,\rho\,v^2$$

zaś całkowity wzrost oporu naskutek strumienia zaśmigłowego

$$d_s = (8/\pi)\,(T/100)\,(0{,}912 + 20625/\rho v^3)$$
$$= T\,(0{,}0232 + 526/\rho\,v^3)$$

Załącznik 13

Zmienimy idealny samolot dwusilnikowy ze śmigłami pchającymi (rys. 9B) na samolot ze śmigłami ciągnącymi przez przeniesienie śmigieł wraz z wałami napędowymi z krawędzi spływu skrzydła na krawędź natarcia. Wtedy jak i poprzednio $D_i = 50600/\rho\,v^2$ i $D_p = 2{,}855\,\rho\,v^2$ (jak dla samolotu podanego na rys. 9B).

Opór części znajdujących się w strumieniu zaśmigłowym będzie obecnie równy:

0,288 $\rho\,v^2$ dla usterzeń
0,630 $\rho\,v^2$ dla części płata
0,015 $\rho\,v^2$ dla osłon wałów
0,933 $\rho\,v^2$ ogółem dla obu śmigieł

Stąd dla obu śmigieł:

$$d_s = (8/\pi)\,(0{,}93/2)\,(T/100) = 0{,}01188\;T$$

ale $T = 618750/v$ (jak poprzednio więc $d_s = 7350/v$

Równanie szybkości przyjmie obecnie postać:

$$50600/\rho\,v^2 + 2{,}855\,\rho\,v^2 + 7350/v = 618750/v$$

skąd na wysokości 10000 stóp (3150 m) szybkość samolotu wyniesie v = 326,6 mil/godz. = 525 km/godz.

Tablica 2

Szybkości i opory różnych typów samolotów.

Typ	A	B	C_1	C	D	D_1	D_T	E	E_1	E_2	E'_1
Obciążenie płata		30 funtów na stopę²			(146,47 kg/m²)					30	(146,47)
Obciążenie mocy		12 funtów na *b.h.p.*			(5,44 kg/KM)					20	(9,06)
Szybkość mil/godz.	427,8	374,1	342,1	328,7	327,6	319,0	326,6	317,9	308,9	263,4	248,1
km/godz.	685	601	550	528	525	513	524	511	496	423	399
Opór indukowany	5,40	7,64	8,35	8,70	8,74	8,96	8,75	9.00	9,25	10,86	19,2
Opór profilu	94,60	92,32	91,65	81,30	80,93	74,71	80,18	79,67	73,13	70,58	63,13
Opór chłodzenia	0	0	0	0	0	6,0	0	0	6,0	6,0	6.0
Opór od strumienia zaśmigłowego	0	0	0	0	0,33	0,33	1,07	1,33	1,62	2,56	1,67
Całkowity opór	100	100	100	90	90	90	90	90	90	90	90
Ciąg	100	100	100	90	90	90	90	90	90	90	90
550 *b.h.p./v*	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100	100

Opory podane są jako procenty 550 *b.h.p./v*, t. j. jako równowartość pochłanianej mocy.
Wysokość we wszystkich wypadkach wynosi 10000 stóp (3150 m).

Typ samolotu A — płat latający (rys. 1 i 4).
B — płat ustateczniony (rys. 5 i 7).
C — samolot z idealnym zespołem napędowym (rys. 8).
C_1 — jak C jednak ze sprawnością 90%
D — samolot o śmigłach pchających (rys. 9B) bez oporu chłodzenia.
D_1 — jak D jednak z dodatkiem oporu chłodzenia (6%).
D — jak D jednak ze śmigłami przeniesionymi z krawędzi spływu na krawędź natarcia (śmigła pchające).
E — samolot o śmigłach ciągnących (rys. 9A) bez oporu chłodzenia.
E_1 — jak E jednak z oporem chłodzenia (6%),
E_2 — jak E_1 z współczynnikiem Kf = 0,0024 zamiast K = 0,0015 (jak we wszystkich innych typach),
E'_1 — jak E_1 jednak z silnikami zdławionymi do 60% mocy (stąd wzrost obciążenia mocy z 12 na 20 funtów na *b.h.p.*).

Tablica 3

Równania ciężaru konstrukcyjnego jednopłata o pracującym pokryciu.

Ciężar płata całkowity (wraz z lotkami) = (wA) funtów $w = A^{0,5}\ (F/970)\ (1 - A/8000)\ [1 - (F_w - 50)/1000] + 0,8$
gdzie A — powierzchnia płata w stopach²

F — współczynnik obciążenia przy przednim położeniu środka parcia,

w — obciążenie = $(W/A - w)$ funtów na stopę²,

W — ciężar całkowicie obciążonego samolotu w funtach.

(Wyważenie mas powoduje wzrost ciężaru płata o 1,5%; klapy ze sterowaniem — 6%).

Ciężar usterzenia (stateczników i sterów) 12% ciężaru płata t. j. 0,12 wA.

Ciężar kadłuba o normalnych wymiarach ($L = 0,62S + 0,03$; $D = 0,10S + 0,008$; $B = 0,08S + 0,005$) 50% ciężaru płata t. j. $wA/2$. (L — długość kadłuba, D — wysokość kadłuba, B — szerokość kadłuba i S rozpiętość płata).

Ciężar chowanego podwozia:

0,05 W dla W = 30000 funtów (13600 kg) lub więcej.
0,06 W dla W = 2000 funtów (900 kg) lub mniej.
0,05 W + 0,01 W [(30000 — W) 28000] dla
30000 > W > 2000 funtów.

Ciężar całkowity mechanizmu sterowego

$$0,004\ W + 0,5\ \sqrt{W}$$

(drugi człon równania nie może być większy od 100 funtów (45,4 kg)).

Tablica 4

Ciężary konstrukcyjne

W = 6000 funtów F = 6,14

A	W/A	1	2	3	4	razem
300	20	13,00	8,06	5,86	1,05	27,97
250	24	11,47	7,12	„	„	25,50
200	30	9,82	6,08	„	„	22,81
150	40	7,87	4,88	„	„	19,66

Tablica 5

Ciężary konstrukcyjne.

W	A	1	2	3	4	razem	F
6000	200	9,82	6,08	5,86	1,05	22,81	6,14
9000	300	10,49	6,51	5,75	0,93	23,68	5,46
12000	400	10,90	6,76	5,64	0,86	24,16	5,00
15000	500	10,70	7,25	5,54	0,81	25,30	„
21000	700	12,99	8,06	5,32	0,75	27,12	„
27000	900	13,96	8,65	5,11	0,70	28,42	„
33000	1100	14,78	9,16	5,00	0,68	29,62	„
45000	1500	15,85	9,83	5,00	0,62	31,30	„
60000	2000	16,64	10,32	„	0,57	32,53	„
90000	3000	19,45	12,07	„	0,51	37,03	„
150000	5000	23,67	14,69	„	0,47	43,83	„
210000	7000	26,93	16,70	„	0,45	49,08	„

Wszystkie ciężary w procentach ciężaru całkowitego W: 1 — ciężar płata, 2 — ciężar kadłuba z usterzeniem, 3 — ciężar podwozia, 4 — ciężar mechanizmu sterowego; w ciężar płata i usterzeń nie wliczono ciężaru wyważenia mas i klap.

Tablica 6

Ciężary zespołu napędowego na *b.h.p.*	funtów	(kg)
Silnik suchy z przewodami wlotowymi i wylotowymi, zamocowaniem i pompą paliwową	1,25	(0,565)
Całkowita instalacja wylotowa	0,09	(0,041)
Osłony silnika (sterowane)	0,10	(0,045)
Śmigło (trójramienne o zmiennym skoku (metalowe)	0,34	(0,154)
Łoże silnikowe (0,063), rozrusznik (0,050), sterowanie (0,013), instalacja paliwa (0,013), instalacja oleju (0,013), chłodnica oleju (0,025), przegroda ogniowa (0,013), przyrządy silnikowe (0,020)	0,21	(0,095)
razem	1,99	(0,900)

(dla silników zabudowanych na skrzydle należy dodać 0,10 funtów (0,045 kg) na *b.h.p* jako ciężar konstrukcji łoża silnikowego, potrzebnej dla dostosowania się do konstrukcji skrzydła).

Paliwo	0,520 funtów na *b.h.p.* i godz.	(0,236 kg/KM/godz)
Olej	0,021 „	(0,009 „)
Zbior. paliwa	0,035 „	(0,016 „)
Zbior. oleju	0,002 „	(0,001 „)
razem	0,578 „	(0,262 „)

(ciężar zbiorników paliwa określono przy założeniu 0,51 funtów na gallon objętości, zaś zbiorników oleju — 0,90 funtów na gallon objętości).

Tablica 7

Dwusilnikowy samolot o śmigłach ciągnących (rys. 9A).

W = 15000 funtów (6804 kg), A = 500 stóp² (46,45 m²), W/A = 30 funtów na stopę² (146,47 kg/m²), *b.h.p.* = 1250 (całkowita moc silników), W/*b.h.p.* = 12 funtów na *b.h.p.* (5,44 kg/KM).

Ciężary:	funtów	(kg)
konstrukcji (25% ciężaru całkowitego W)	3795	(1711)
dodatkowy klap i wyważenia mas	130	(59)
zespołu napędowego (2,09 funtów na *b.h.p.*)	2615	(1190)
przyrządy pilotażowe, instalacja elektryczna i krzesło pilota	140	(63)
pilot	170	(77)
razem	6850	(3100)
Pozostaje na ciężar paliwa i oleju ze zbiornikami, wyposażenie i ładunek płatny	8150	(3704)

Ciężar paliwa i oleju ze zbiornikami 722,5 funtów na godz. (327 kg na godz.), plus 44 funtów (20 kg) oleju zapasowego z dodatkowym ciężarem zbiornika.

1) samolot jednomiejscowy do dalekich przelotów (jeden pilot):

paliwo 964 gallonów (4360 l)	7295 funtów	(3300 kg)
olej 36 gallonów (136 l)	335 „	(152 kg)

Zasięg samolotu na wysokości 10000 stóp (3150 m) przy maxymalnej szybkości 309 mil na godz. (496 km/godz.) wyniesie 3470 mil (5560 km) w ciągu 11 godz. 13 min.

2) samolot komunikacyjny z załogą składającą się z dwóch ludzi i 14 pasażerami:

nawigator z krzesłem i przyrządami	180 funtów	(82 kg)
instalacja radio	120 „	(54 kg)
14 pasażerów (po 160 funtów), wyposażenie (po 80 funtów), bagaż (po 40 funtów)	3920 „	(1770 kg)

Zasięg samolotu na wysokości 1000 stóp (3150 m) przy maxymalnej szybkości 309 mil na godz. (496 km/godz.) wyniesie 1660 mil (2660 km) w ciągu 5 godz. 23 min.

DRGANIA UKŁADU WAŁ WYKORBIONY-ŚMIGŁO

KARL LÜRENBAUM

(Dokończenie)

Z oryginału p. t. „Vibration of Crankshaft — Propeller Systems" S. A. E. Journal, December 1936 r. str. 469—479 przetłumaczył inż. J. Tuszyński.

Źródła drgań

Wywoływanie w wale drgań skrętnych, giętnych i wzdłużnych pod wpływem harmonicznych krzywej przebiegu sił działających na wał (siły od wybuchu gazów oraz siły masowe) jest zjawiskiem dobrze rozumianym, podczas gdy wiadomości, dotyczące źródeł drgania śmigła są dość ograniczone.

Literatura, dotycząca drgań śmigła, pomija ich przyczyny lub też zajmuje się nimi tylko ogólnikowo. Naogół podają, że przyczyną drgań śmigła są zjawiska w przepływie powietrza, jak wiry, okresowe impulsy, działające na łopatki w chwili przechodzenia ich mimo skrzydeł, oraz nakrywanie się pól pracy śmigieł w samolotach wielosilnikowych. W przeciwieństwie do tego ostatnie badania, przeprowadzone przez D. V. L. na urządzeniu według rys. 10 i na samolocie, wykazały, że wskutek osadzenia śmigła na wale harmoniczne pulsacji momentu skręcającego, obciążającego wał ze strony silnika, powinny być traktowane jako jedna z ważniejszych przyczyn drgań śmigieł.

W związku z tym należy specjalnie podkreślić, że w pewnych wypadkach występują w śmigle drgania, których źródłem są niewątpliwie siły, spowodowane działaniem powietrza. Dla warunków tych stworzono określenie „flutter" bez podawania istotnych przyczyn zjawiska. Jak się przekonano w wyniku dokonanych spostrzeżeń, zjawisku „flutter" towarzyszy hałas detonacji, przypominający karabin maszynowy, podczas gdy drganie zwykłe nie daje żadnych prawie efektów akustycznych. Drganie typu „flutter" występuje na stanowisku do badania śmigieł, gdy śmigło jest napędzane silnikiem elektrycznym, podczas gdy drganie zwykłe powstaje jedynie wówczas, gdy śmigło otrzymuje napęd od silnika lotniczego.

Spostrzeżenia te wskazują wyraźnie, że przyczyną „flutter" są siły powietrza i że harmoniczne skręcające (tak będą nazywane w dalszym ciągu harmoniczne pulsacji momentu skręcającego) są przyczyną drgań zwykłych. W odróżnieniu od zjawiska drgania w warunkach rezonansu, zjawisko „flutter" jest dotychczas rozumiane w stopniu niedostatecznym, i nie można powiedzieć, czy jest to drganie skrętne czy też zjawisko samoistne innej natury. Wyjaśnienie tej sprawy jest zagadnieniem wielkiej wagi. W każdym razie należy zaznaczyć, że zjawisku „flutter" nie można było dotychczas przypisać wypadków pęknięć śmigieł, podczas gdy stwierdzone wypadki pęknięć śmigieł mogą być wyjaśnione drganiami giętnymi, znajdującymi się w rezonansie z harmonicznymi skręcającymi, pochodzącymi od silnika.

Ze strony zjawiska „flutter" można oczekiwać nieznacznego jedynie niebezpieczeństwa, jest to bowiem zjawisko rzadkie i zdarzające się dla niektórych tylko typów śmigieł. Co więcej, głośny hałas, występujący przy szybkościach, sprzyjających „flutter", ułatwia unikanie tych szybkości, podczas gdy hałas powodowany przez drgające śmigło może być zaledwie rozróżniony z pośród innych hałasów, towarzyszących pracy zespołu napędowego, w związku z czym istnieje możliwość długotrwałej pracy śmigła w zakresie drgań krytycznych bez zwrócenia uwagi obsługi.

Sposób, w jaki harmoniczne skręcające wzbudzają drgania, stał się już od pewnego czasu zrozumiały dzięki nowszym badaniom nad drganiami skrętnymi wałów. Dzięki badaniom tym zyskano możność ustalenia dla każdego zespołu napędowego o pewnej kolejności zapalania, znanym sposobie połączenia ze śmigłem i stwierdzonej postaci drgań skrętnych, charakterystycznej serii skręcających harmonicznych, których należy się spodziewać, oraz bliższego określenia ich zarówno

pod względem częstości jak i amplitudy. Tak więc, dla normalnego szeregowego silnika czterocylindrowego sztywnie sprzęgniętego ze śmigłem, seria ta jest:

$2n$, $4n$, $6n$, . . . (n = ilość obrotów silnika)

dla normalnego silnika sześciocylindrowego o normalnej kolejności zapalania:

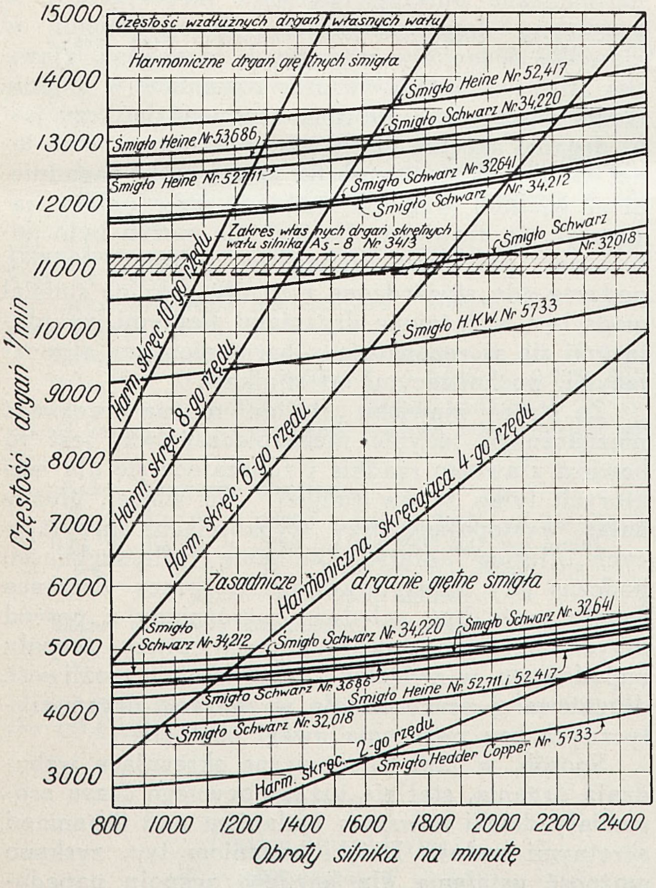
$3n$, $4\frac{1}{2}n$, $6n$, ...

dla silnika dwunastocylindrowego V o kącie 60° między wykorbieniami i normalnej kolejności zapalania:

$3\frac{1}{2}n$, $4\frac{1}{2}n$, $6n$, ...

Punkty rezonansowe

Jeśli częstość którejkolwiek z sił zewnętrznych zbiega się z częstością własną układu wał-śmigło, wówczas uzyskuje się tak zwany punkt rezonansowy i towarzyszące mu obroty krytyczne. Rys. 11 przedstawia zależności uzyskane dla czterocylindrowego silnika szeregowego, badanego w locie z ośmioma różnymi śmigłami. Rysunek przedstawia dla różnych śmigieł drganie giętne podstawowe i jego pierwszą harmoniczną dla całego zakresu obrotów silnika, częstość własnych drgań skrętnych wału (poziomy pas $n_e \sim$ 11.000 1/min) i częstość własnych drgań wzdłużnych wału (poziomy pas $n_e \sim$ 14.750 1/min). Wszystkie przecięcia z prostymi liniami, promieniującymi z punktu zerowego i przedstawiającymi harmoniczne pulsacji momentu skręcającego $2n$, $4n$, $6n$ . . ., dla silnika czterocylindrowego, są punktami rezonansowymi i oznaczają jednocześnie krytyczne ilości obrotów wału i śmigła. Należy zwłaszcza zwrócić uwagę, że przy 1825 obr/min występuje dla śmigła Schwarz Nr. 32018 wspólne przecięcie harmonicznej skręcającej 6-go rzędu, pierwszej harmonicznej drgania giętnego śmigła i częstości własnych drgań skrętnych wału ($n_e \sim$ 11.000 1/min). Rys. 1 przedstawia, jaki jest wpływ tego wspólnego przecięcia na krzywą drgań skrętnych silnika. Zaznaczono już, że śmigło to działa tłumiąco na zjawisko rezonansu i powoduje przesunięcie krytycznego punktu drgań skrętnych.



Rys. 11. Punkty rezonansu między harmonicznymi skręcającymi (to znaczy harmonicznymi pulsacji momentu skręcającego) czterocylindrowego silnika szeregowego, częstością drgań giętnych różnych śmigieł i częstością wzdłużnych i skrętnych drgań wału wykorbionego.
(Krytyczne ilości obrotów wału i śmigła, por. również dane, dotyczące śmigła Schwarz Nr. 32018, z rys. 1).

Rys. 12 przedstawia inny wykres tego typu dla tego samego silnika jednak przy zastosowaniu innych śmigieł. Wykres ten zasługuje na uwagę, potwierdza bowiem wyłączny wpływ harmonicznych skręcających jako przyczyny drgań. Śmigła oznaczone Nr. 5220 i Nr. 52277 pracowały w locie przez około półtora roku bez przerwy, podczas gdy śmigło oznaczone Nr. 52269 pękało stale po krótkich okresach pracy (pękanie końców łopatek w węźle pierwszej harmonicznej). Śmigło Nr. 52235 jest nową konstrukcją, dotychczas niedostatecznie zbadaną. Wykres wskazuje, że śmigło Nr. 52269 drga w rezonansie z harmoniczną skręcającą szóstego rzędu w bliskości często używanej maksymalnej ilości obrotów silnika (2150 obr/min), podczas gdy odpowiedni punkt rezonansowy dla śmigieł pozostałych jest oddalony od zakresu normalnych obrotów silnika.

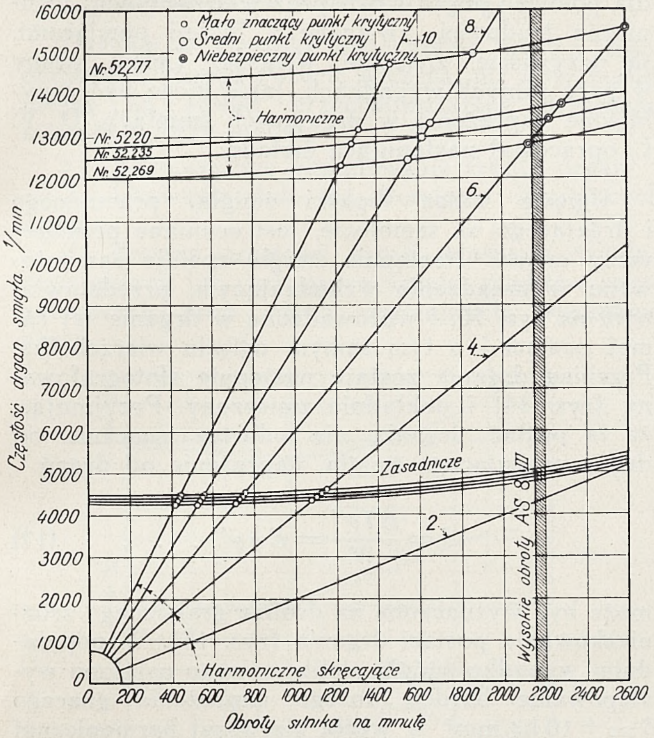
Wykresy na rys. 11 i 12 dowodzą, że w zakresie normalnych obrotów silnika nie ma prawie takiej ilości obrotów, któraby nie była krytyczna. Z tym wiąże się zagadnienie ustalenia ugięć, towarzyszącym drganiom przy obrotach krytycznych oraz oceny występujących przy tym naprężeń i spowodowanego przez nie niebezpieczeństwa pęknięć.

Naprężenia wywołane drganiami

Odkształcenie materiału, towarzyszące rezonansowi i stanowiące tu główny przedmiot zainteresowania, może być określone przez wzięcie pod uwagę wydatkowanej energii, odkształcenie to jest bowiem wyznaczone równowagą pomiędzy pracą wzbudzania z jednej strony, tłumienia z drugiej. Znajomość wielkości tej pracy oraz wytrzymałości poszczególnych części układu na zmęczenie pozwala na ocenę niebezpieczeństwa pęknięcia w warunkach rezonansu.

Obecnie zostanie podana wielkość energii potrzebnej dla wywołania harmonicznych skręcających. Przyjmuje się, że w pewnej chwili na n^{tym} wykorbieniu wału o z wykorbieniach działa następująca składowa harmonicznej skręcającej:

$$T_{n_k} = T_{o_{n_k}} \sin k (\omega t - \Phi_n) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$



Rys. 12. Punkty rezonansu między harmonicznymi skręcającymi czterocylindrowego silnika szeregowego i częstością drgań giętnych różnych typów śmigieł (krytyczne obroty śmigieł).

gdzie k oznacza rząd rozpatrywanej harmonicznej zaś Φ_n kąt fazy.

Jednocześnie amplituda skrętnego drgania tego wykorbienia jest:

$$a_n = a_{o_n} \sin k(\omega t - \Psi_n) \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

gdzie Ψ_n oznacza kąt fazy odkształcenia. W czasie dt rozpatrywane wykorbienie drga w obszarze kąta:

$$d\, a_n = a_{o_n} \cos k(\omega t - \Psi_n)\, d\, k\omega t \quad . \quad . \quad (8)$$

Praca wykonana wówczas przez harmoniczną skręcającą w czasie dt wyniesie:

$$d\, A_{T_{n_k}} = T_{n_k}\, d\, a_n \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Ilość pracy wykonanej podczas pełnego drgania zostanie otrzymana w wyniku zcałkowania:

$$A_{T_{n_k}} = 2 \int_0^{\pi} d\, A_{T_{n_k}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10)$$

Przeprowadzenie całkowania da:

$$A_{T_{n_k}} = \pi\, T_{o_{n_k}}\, a_{o_n} \sin k(\Psi_n - \Phi_n) \quad . \quad (11)$$

Jeśli wziąć pod uwagę wszystkie z wykorbień wału przy uwzględnieniu ich kierunków (sumowanie geometryczne) i jeśli przyjąć, że wszystkie z wykorbień osiągają maksimum drgania jednocześnie (Ψ wspólne dla wszystkich wykorbień), wówczas całość pracy wzbudzenia, wykonanej przez harmoniczne skręcające $k^{\underline{\text{go}}}$ rzędu wyniesie:

$$\sum_1^z A_{T_{n_k}} = \pi \sum T_{o_{n_k}}\, a_{o_n} \sin(k\Psi_n - \gamma) \quad (12)$$

gdzie γ jest kątem fazy, jaki tworzy wypadkowa wyrażenia

$$\sum T_{o_{n_k}}\, a_{o_n}$$

Wielkość tej pracy osiąga maksimum w warunkach rezonansu; wówczas kąt fazy drgania $k\Psi_n$ wypadnie prostopadle do kąta fazy γ wypadkowej sumy

$$\sum T_{o_{n_k}}\, a_{o_n} \qquad \left(k\Psi_n = \gamma + \frac{\pi}{2}\right)$$

W związku z tym siła wzbudzająca harmonicznych skręcających, będąca w rezonansie dla wszystkich z wykorbień będzie:

$$\sum_1^z A_{T_k} = \pi\, T_{o_k} \sum a_{o_n} \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

lub, przyjmując jednakowy przebieg krzywej momentów dla poszczególnych cylindrów, to znaczy

$T_{o_{n_k}} = \text{const.} = T_{o_k}$.

$$\sum_1^z A_{T_k} = \pi\, T_{o_k} \sum a_{o_n} \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

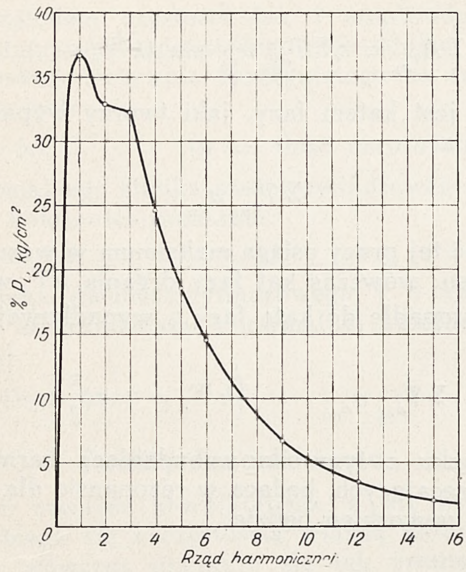
Jeśli w dalszym ciągu, opierając się na znanej postaci swobodnego drgania skrętnego (patrz rys. 3), sprowadzić nieznane amplitudy a_{o_n} do pojedyńczej nieznanej amplitudy a_o^z ostatniego wykorbienia, wówczas wypadnie ostatecznie:

$$a_{o_n} = \beta\, a_{o_z} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

$$\sum_1^z A_{T_k} = \pi\, T_{o_k} \sum \beta\, a_{o_z} \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

Amplituda T_{o_k} harmonicznej skręcającej $k^{\underline{\text{tego}}}$ rzędu może być określona na drodze harmonicznej analizy krzywej przebiegu momentów silnika. Rys. 13 przedstawia na przykład amplitudy poszczególnych harmonicznych aż do 16-go rzędu dla czterosuwowego silnika gaźnikowego, wyrażone w procentach średniego ciśnienia indykowanego, przy czym amplitudy te mogą być określone na podstawie wykresu dla wszystkich czterosuwowych silników gaźnikowych. Na podstawie analizy krzywej przebiegu momentów odpowiednie wykresy mogą być opracowane dla silnika dwusuwowego i dla różnych typów silników Diesla.

Jeśli, podobnie jak dla sił wzbudzających, obliczy się dla poszczególnych punktów układu sumy sił tłumiących, wówczas porównanie wielkości prac, wykonanych przez te siły, pozwoli na obliczenie amplitudy drgania rezonansowego w poszczególnych punktach. Warunkiem, umożliwiającym przeprowadzenie takich obliczeń byłoby założenie, że siły tłumiące są proporcjonalne do ilości obrotów. Jeśli jednak wziąć pod uwagę, że



Rys. 13. Amplitudy harmonicznych skręcających w procentach średniego ciśnienia indykowanego, ważne dla wszystkich silników czterosuwowych, zasilanych gaźnikiem.

założenie to jest częściowo niesłuszne dla różnych sił tłumiących, działających na układ wał-śmigło (na przykład tarcie tłoków i łożysk, straty uderzeń w przekładni i rozpraszanie energii drgań w łożu silnika); jeśli ponadto uwzględnić, że siły tłumiące, działające na poszczególne części układu są posłuszne odmiennym prawom, wówczas łatwo zrozumieć, że przeprowadzenie wstępnych obliczeń całkowitej siły tłumiącej, któreby odpowiadały rzeczywiście zachodzącym warunkom, jest niewykonalne. Istotnie, wszystkie zwrócone w tym kierunku wysiłki, okazały się dotychczas próżne. W obecnej chwili znacznie godniejsze polecenia jest wykonywanie pomiarów amplitud drgań i towarzyszących im naprężeń bezpośrednio na zespole napędowym przy użyciu odpowiedniej aparatury pomiarowej. Twierdzenie to jest słuszne przynajmniej dla skrętnych drgań wału. Jeśli chodzi o drgania śmigła, to widoki przeprowadzenia obliczeń sił tłumiących są być może pomyślniejsze, gdyż tłumiący wpływ powietrza i materiału konstrukcyjnego, jedynie tu działających, jest łatwiejszy do obliczeniowego ujęcia.

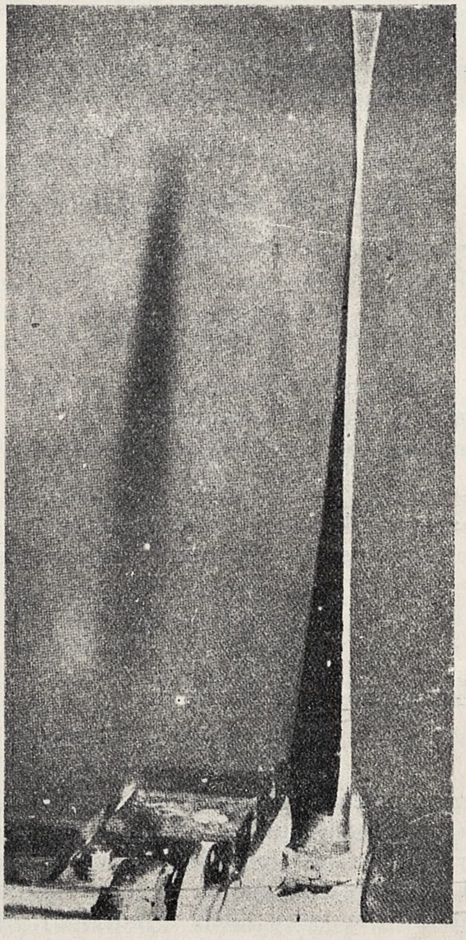
Mimo to, matematyczna analiza pracy wzbudzenia, przeprowadzona uprzednio, jest bardzo pożyteczna dla celów jakościowej oceny niebezpieczeństwa pęknięcia w punktach rezonansowych. Dla końcowej amplitudy, $a_{,z} = 1$, można ustalić wielkość jednostkowej siły wzbudzenia dla poszczególnych harmonicznych i ocenić w ten sposób przynajmniej względne niebezpieczeństwo pęknięcia w każdym z punktów rezonansowych (patrz rys. 11 i 12) i porównać je między sobą. Tego rodzaju badanie pozwoliło na przykład na scharakteryzowanie na rys. 12 znaczenia poszczególnych punktów krytycznych.

Istnieją odpowiednie i wypróbowane aparaty pomiarowe, pozwalające na bezpośredni pomiar amplitudy drgania skrętnego wałów (torsjograf D. V. L.). Obecnie jest w opracowaniu aparatura dla pomiaru drgań lub naprężeń w śmigłach; techniczne trudności, związane z takimi pomiarami, są oczywiście znacznie większe. Celem oceny w paru pilnych wypadkach, jakie mogą być przybliżone naprężenia w drgających śmigłach, D. V. L. opracował następującą metodę:

Ugięcie końca łopatki śmigła, pracującego i drgającego na samolocie, jest oceniane przy pomocy miarki. Następnie śmigło zostaje zamontowane w urządzeniu wzbudzającym, przedstawionym na rys. 10, i wprowadzone w drgania tej samej postaci i o tym samym ugięciu wierzchołka. Przebieg drgania zostaje następnie sfotografowany (rys. 14) i dokładnie zmierzony. Przyjmując, że ta postać drgania nie odbiega znacznie od drgań pracującego śmigła, naprężenie od drgań

$$\delta = \frac{ETy''}{W} = Eey'' \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

może być wyznaczone na drodze graficznego zróżniczkowania postaci drgania (rys. 15). W poprzednim wypadku śmigła elektronowego ustalono występowanie bardzo dużego naprężenia gnącego $\delta \simeq \pm 10$ kg/mm² w węźle pierwszej harmonicznej drgania giętnego. To naprężenie gnące przekraczało znacznie wytrzymałość łopatki na zmęczenie i wskazywało na niebezpieczeństwo pęknięcia śmigła.

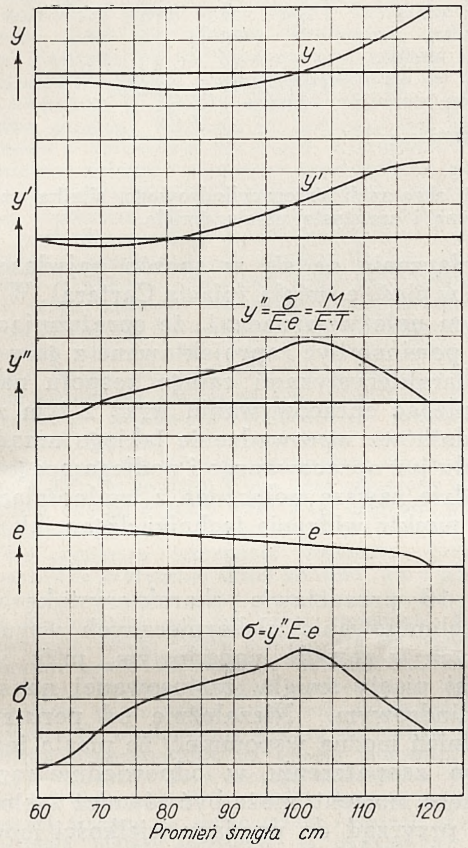


Rys. 14. Drgająca łopatka śmigła (pierwsza harmoniczna) na urządzeniu wzbudzającym z rys. 10.

Metody zwalczania drgań

Dążenie w kierunku zwiększenia mocy i ilości obrotów nakazuje zwrócić większą, niż dotychczas uwagę na środki przeciwdziałające drganiom. Istnieją tu trzy metody:

1. Bezpośrednie eliminowanie źródła drgań.
2. Usuwanie lub też tłumienie istniejących drgań.
3. Zmiana częstości drgań własnych drgającego układu lub też przenoszenie punktów rezonansowych poza obręb normalnych warunków pracy.



Rys. 15. Postaci drgań i naprężenia dla łopatki śmigła przedstawionej na rys. 14 (górna połowa łopatki).

Metoda 1 nie będzie tu rozpatrywana; jej możliwości (na przykład wyeliminowanie drgań w pewnym zakresie obrotów przez dobór odpowiedniej kolejności zapalania) są niezmiernie ograniczone. Usuwanie lub też tłumienie istniejących drgań przy użyciu pomocniczych tłumików drgań jest znane jako metoda zwalczania drgań skrętnych wałów wykorbionych. Skuteczność tej metody polega w rzeczywistości na tłumieniu stopni swobody; pociąga ona za sobą wzrost ciężaru.

Zmiana częstości drgań układu

W przeciwieństwie do wyżej powiedzianego metoda ta wydaje się najbardziej obiecująca i daje najbardziej różnorodne możliwości bez podwyższania ciężaru. Przez nawiązanie do tablicy 1 oraz do rysunków 11 i 12 można przekonać się, że zakresy częstości drgań własnych stosowanych zespołów napędowych dokładnie zbiegają się z najsilniej zaznaczonymi z pośród harmonicznych skręcających (harmoniczne niższego rzędu o większej amplitudzie, rys. 13). Trudno sobie wyobrazić bardziej sprzyjające warunki dla powstawania obrotów krytycznych, wobec czego nasuwa się zagadnienie, czy nie byłoby korzystne przesunięcie częstości drgań własnych w zakres niższych lub wyższych częstości.

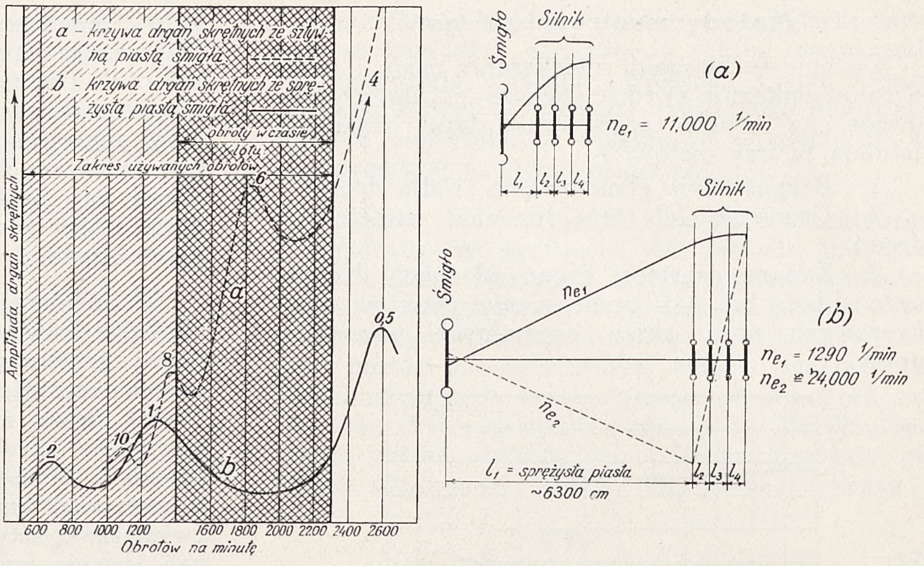
W niektórych z pośród ostatnio zbudowanych silników doświadczalnych zostało dokonane usiłowanie przesunięcia częstości drgań własnych do zakresu częstości wyższych ($n = 12.000$ do 18.000 1/min) przez zbudowanie wałów o zwiększonej sztywności skrętnej, co pozwala na wejście w rezonans z wyższymi harmonicznymi skręcającymi o mniejszej amplitudzie (patrz rys. 13). Takie zwiększenie sztywności wału da się jednak uzyskać jedynie kosztem pewnych wyraźnych niedogodności (zwiększenie ciężaru i wymiarów, wyższa szybkość obwodowa i zwiększenie trudności ze strony metali łożyskowych). Ponadto korzyści tego rodzaju metody zwalczania drgań byłyby w krótkim czasie pomniejszone wobec oczekiwanego zwiększenia ilości obrotów silników. Zachowanie się obecnych typów śmigieł pod względem drgań nie ulegnie zasadniczej zmianie przez zwiększenie sztywności wałów. Zasadnicza zmiana częstości drgań śmigieł wydaje się w zastosowaniu do współczesnych typów bardzo trudna, gdyż wymiary łopatek są ustalane na podstawie wymagań aerodynamicznych. Zastosowanie śmigieł wydrążonych lub przegubowych pociągnęłoby oczywiście za sobą zdecydowane podwyższenie częstości drgań giętnych; jednocześnie z tym częstość drgania podstawowego przesunęłaby się w sąsiedztwo częstości obecnej pierwszej harmonicznej drgania giętnego.

Wysiłki zwrócone w kierunku przeciwnym wydają się na ogół obiecująco. Wobec zdania sobie sprawy z tego, że częstość drgania skrętnego wału pozostaje w rzeczywistości pod wpływem sztywno połączonej z wałem masy śmigła, nasuwa się rozwiązanie, oparte na zrozumieniu praw nauki o drganiach, aby oddzielić wał od śmigła przez włączenie między nie sprężystego sprzęgła. Takie sprężyste połączenie powinno przenosić w idealnym wypadku z silnika na śmigło jedynie średni moment. Z punktu widzenia techniki drgań wpływ tej zmiany przedstawiałby się w przybliżeniu, jak następuje:

Częstość zasadniczego drgania układu byłaby tak niska, że jej rezonans z najniższą harmoniczną skręcającą występowałby poniżej zakresu stosowanych obrotów.

Tego rodzaju układ warunków byłby na ogół biorąc osiągalny, gdyż w konsekwencji zmiany postaci zasadniczego drgania skrętnego (w przybliżeniu podobne amplitudy drgań dla wszystkich wykorbień) nie miałoby się do czynienia z harmonicznymi skręcającymi niskiego rzędu o większej amplitudzie za wyjątkiem harmonicznej rzędu $n.z/2$ (n — ilość obrotów silnika, z — ilość cylindrów). Odpowiedni wymiar sprężystego sprzęgła zapew-

niałby jednak w każdym wypadku istnienie strefy wolnej od drgań, objętej zakresem normalnych warunków pracy. Ponadto pierwsza harmoniczna zbiegałaby się prawie z zasadniczym drganiem swobodnego wału i wobec tego podwyższyłaby się, osiągając częstość dwukrotnie przekraczającą obecnie spotykane częstości zasadniczych drgań skrętnych dla śmigła sztywno osadzonego. Występujące w wale drgania skrętne przenosiłyby się na śmigło w niedostrzegalnym stopniu dzięki wpływowi sprężystego połączenia; spowodowane skręcaniem drgania śmigła nie byłyby więcej możliwe. Dzięki temu układ wał — śmigło byłby w znacznym stopniu wolny od drgań w zakresie normalnych warunków pracy.



Rys. 16. Postaci i krzywe drgań skrętnych czterocylindrowego silnika szeregowego ze sztywną i sprężystą piastą śmigła.

Przyszły rozwój zespołów napędowych

Dla rozwoju tego sprężyste połączenia, o jakich była mowa, dawałyby liczne i znaczne korzyści. Wielkość wału (ciężar i wymiary) byłaby zmniejszona i dawałaby się zasadniczo uzależnić tylko od średniego momentu skręcającego. Mając na widoku wzrost obrotów, w ten sposób oszczędzony ciężar mógłby być z wielką korzyścią zużyty na przeciwwagi, które nie powinny być w takim razie sztywne a umocowane sprężyście (w kierunku obwodowym) do wałów, aby uniknąć zmniejszania się częstości własnych drgań skrętnych swobodnego wału. Wały mogłyby być wykonywane z tańszego materiału.

Opracowanie sprężystego połączenia tak zaprojektowanego, aby uzyskać dobre wyniki z punktu widzenia drgań, jest przede wszystkim zagadnieniem odpowiedniej konstrukcji i doboru właściwych materiałów sprężynujących. Obok dobrze znanych sprężyn metalowych, stosowanych przy zawieszeniu skręcanym lub zginanym, obiecujące wydaje się w tych warunkach zawieszenie złożone z metalu i gumy, połączonych na styk. D. V. L. prowadzi obecnie badania w tym kierunku.

Przy silnikach z reduktorami istnieje możliwość wbudowania sprężystych części w koła zębate (Fiat A 30); przy napędzie bezpośrednim sprężyste połączenie da się w sposób najwłaściwszy umieścić w piaście śmigła (piasta Cartera). W związku z tym należy zaznaczyć, że sprężynujące połączenie powinno być zaprojektowane z góry zgodnie z charakterystykami całego zespołu napędowego i ulegać opracowywaniu wraz z tym zespołem. Dodatkowe wprowadzenie takiego urządzenia do zespołu już opracowanego i podlegającego drganiom będzie zawsze połączone z trudnościami zarówno z punktu widzenia techniki drgań jak i konstrukcji.

Rys. 16 przedstawia charakterystykę drgań oraz wyeliminowanie niebezpiecznych warunków, istniejących w zespole napędowym, przy użyciu sprężystej piasty śmigła, zastosowanej na silniku czterocylindrowym. Niezależnie od poruszonych tu zagadnień można wspomnieć, że piasta tego rodzaju po zaopatrzeniu w odpowiednie ramiona, przenoszące moment, może być również zastosowana jako przyrząd do pomiaru wielkości momentu skręcającego.

DRGANIA W SILNIKACH GWIAZDOWYCH

W. G. Lundquist.

Punktem wyjścia do niniejszej dyskusji jest ujęcie tematu przez p. Lürenbauma, który rozpatruje drgania układów wał wykorbiony - śmigło w ogólności bez brania pod uwagę tego, iż typ silnika, do którego śmigło jest przymocowane, wpływa w zasadniczej mierze na to zagadnienie, zwłaszcza jeśli chodzi o skuteczność urządzeń tłumiących. Silniki lotnicze mogą być zasadniczo podzielone na dwie grupy: gwiazdowe i szeregowe. Charakterystyki drgań wałów wykorbionych różnią się zasadniczo dla tych dwóch typów, wobec czego niektóre z ogólnie podanych przez p. Lürenbauma zasad, aczkolwiek słuszne dla jednego typu silnika, są błędne dla drugiego.

Tak więc p. Lürenbaum stwierdza, że podstawowym źródłem zaburzeń, powodujących wszelkiego rodzaju drgania wałów i śmigieł, są harmoniczne pulsacji momentu skręcającego, przenoszone na śmigło. Nieco dalej autor mówi, że skuteczność tłumików „polega w rzeczywistości na tłumieniu stopni swobody; pociąga ona za sobą wzrost ciężaru".

Twierdzenia te są naogół słuszne i stanowią poważne zagadnienie dla niektórych typów silników szeregowych. Jeśli chodzi o silnik gwiazdowy jednak, to wprowadzenie dobrego dynamicznego tłumika drgań pod postacią dynamicz-

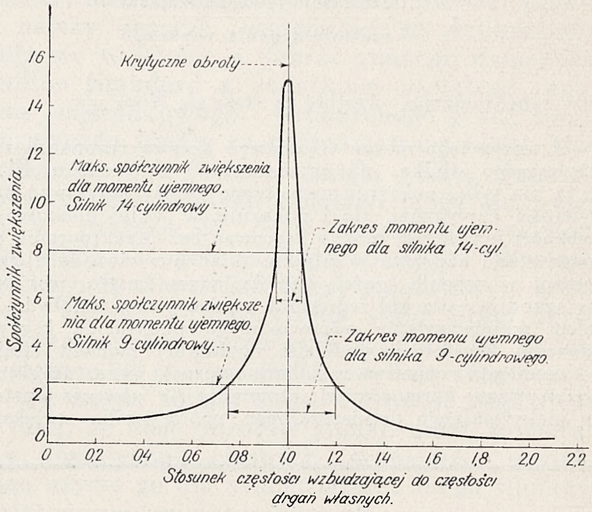
nej przeciwwagi *) do tego stopnia zmieniło stan rzeczy, że aczkolwiek wypowiedziane twierdzenia pozostają nadal słuszne (za wyjątkiem dotyczącego powiększenia ciężaru), to odzwierciadlają one pewien pomyślny stan rzeczy w silniku gwiazdowym i dają raczej powód do zadowolenia aniżeli do alarmu, ponieważ możemy obecnie eliminować jedyną harmoniczną skręcającą, która normalnie działałaby szkodliwie na śmigło. Tego rodzaju przewaga silników gwiazdowych nad szeregowymi leży w podstawowej różnicy między tymi silnikami pod względem charakterystyki drgań. Da się to wytłumaczyć w następujący sposób:

Silnik gwiazdowy jedno- lub dwurzędowy jest narażony przede wszystkim na jedną tylko harmoniczną pulsacji momentu, której częstość jest równa częstości zapłonów (główna zmienność momentu, występującego w silniku) i wyraża się określoną ilością okresów na jeden obrót wału wykorbionego. W związku z tym rozpatrywany typ silnika posiada zazwyczaj jedne tylko obroty krytyczne dla drgań skrętnych; jest to główny krytyczny jednowęzłowy drgania. Następna po tej harmonicznej posiada dwukrotnie większą częstość, wobec czego odpowiadające jej obroty krytyczne wypadają w zakresie obrotów niższych, gdzie wpływ ich można pominąć. Wielkość jej jest poza tym bardzo mała w silnikach o dziewięciu lub więcej cylindrach. Największa harmoniczna pulsacji momentu, wprowadzona przez działanie korbowodów bocznych, charakteryzuje się również nieznaczną wielkością i niską częstością, co daje obroty krytyczne, pochodzące z tego źródła, znacznie powyżej zakresu normalnych warunków pracy silnika. W tym stanie rzeczy całkowicie wystarczy jeden polichroniczny tłumik, pozostający w całym zakresie warunków pracy w synchronizmie z jedyną szkodliwą harmoniczną. Przeciwwaga dynamicznego tłumika spełnia tę rolę i dzięki temu eliminuje szkodliwy wpływ głównych obrotów krytycznych. Rola tłumika nie kończy się jednak na tym. Pozostając stale w synchronizmie z zasadniczą zmiennością momentu silnika i otrzymując impulsy od ruchu wału pod wpływem tej zmienności momentu, tłumik ten opóźnia się za ruchem wału stale o 90° i w związku z tym jest zmuszony stale do absorbowania energii drgania wału o tej częstości przy wszystkich ilościach obrotów. Twierdzenie to oznacza, że tłumik nie tylko zmniejsza zmienność momentu, przenoszonego przez wał przy krytycznej ilości obrotów, ale i posiada zdolność do absorbowania przy wszystkich ilościach obrotów energii dostarczanej wałowi przez zmienność działającego nań momentu, dzięki czemu zmniejszają się oscylacje wału, powodowane przez odpowiednią harmoniczną w całym zakresie ilości obrotów. Stopień zmniejszenia zmian, jakim ulega moment, przenoszony przez wał, zależy od konstrukcji indywidualnych silników, nie wydaje się jednak, aby nie było możliwe przekazywanie na śmigło momentu, zmieniającego się w stosunku do średniego momentu o $\pm$ 10% niezależnie od ilości cylindrów silnika. Inaczej mówiąc, tłumik dynamiczny weźmie na siebie całość regulacji szybkości kątowej silnika. Należy zaznaczyć, że dynamiczny tłumik nie powiększa ciężaru silnika, jak utrzymuje p. Lürenbaum, ale jedynie zaprzęga do pracy część istniejącego w silniku ciężaru.

W porównaniu do tych wyników silnik szeregowy cierpi nie tylko od głównej harmonicznej, jak silnik gwiazdowy, ale jest również narażony na wpływ szeregu dalszych harmonicznych zmian momentu, które, nie będąc przyłożone w jednym punkcie wału, składają się na wytworzenie dalszych drgań wału, aczkolwiek ich suma algebraiczna dla całego wału wynosi zero. W związku z tym silnik szeregowy posiada jedne główne obroty krytyczne i ponadto szereg szybkości dodatkowych, wszystkie o tej samej ilości okresów na sekundę, jednak występujące przy różnych ilościach obrotów silnika. Izochroniczny dynamiczny tłumik drgań (sprężynowy) wyeliminuje szkodliwe skutki wszystkich tych krytycznych ilości obrotów, może jednak dać trudności pomiędzy szybkościami krytycznymi. Poza tym jest rzeczą trudną zbudować tani i niezawodny sprężynowy tłumik, nie posiadający niepożądanych charakterystyk tarciowych, które ograniczałyby skuteczność urządzenia. Tłumik tarciowy (typu Lanchestera) obniży szkodliwość wszystkich krytycznych ilości obrotów, podwyższa jednak ciężar. Nie jest on tak skuteczny, jak dobry tłumik drgań.

P. Lürenbaum zadaje sobie dużo trudu celem obliczenia

*) „Eliminating Crankshaft Torsional Vibration in Radial Aircraft Engines" E. S. Taylor, S.A.E. Journal, March 1936, str. 81 — 89. Streszczone w Techn. Now. Lotn. marzec 1936, str. 65 — 67.



Krzywa rezonansu silnika gwiazdowego.

ilości energii, dostarczonej do układu drgającego, traktując to jako pierwszy krok w kierunku obliczenia amplitudy drgań przy pewnej szybkości krytycznej. W tym wypadku rozwiązanie zagadnienia zależy również od typu silnika. Obliczenia ilości dostarczonej energii są interesujące z akademickiego punktu widzenia, pozwalają bowiem na zdanie sobie sprawy z tego, co się dzieje w silniku przy krytycznych ilościach obrotów, nie dają one nam jednak jakościowych danych co do amplitud drgań, nie wiemy bowiem, jak wielka jest praca wykonywana przez siły tłumiące, jak to przyjmuje p. Lürenbaum. Obliczenia energii mają większe znaczenie przy badaniu silników szeregowych niż gwiazdowych, są one bowiem pożyteczne zwłaszcza przy określaniu wpływu kolejności zapłonu oraz układu wykorbień na drgania skrętne wałów. Silniki gwiazdowe są pod tym względem prostsze i poddają się wobec tego analizie bez potrzeby obliczania energii. W obu typach silników jednak określanie amplitudy drgań musi polegać na doświadczeniu, popartym badaniami przy użyciu torsjografu. Na szczęście, zgodnie z twierdzeniem p. Lürenbauma, istnieją obecnie przyrządy, pozwalające na bezpośredni pomiar tych amplitud, które to przyrządy, zwłaszcza w wypadku silników gwiazdowych, dostarczają danych, pozwalających na określanie amplitud szybko i dość dokładnie dla celów związanych z projektowaniem bez potrzeby dokonywania obliczeń dostarczonej energii.

W wyniku przeprowadzonych badań przy użyciu torsjografu wiadomo na przykład, że przy ilości obrotów krytycznej dla drgań skrętnych normalny silnik gwiazdowy bez tłumika wykaże zmienność momentu w wale wykorbionym, przekraczającą 10 do 20 razy normalną zmienność momentu silnika. Inaczej mówiąc, spółczynnik zwiększenia dla tego typu silnika leży gdzieś pomiędzy 10 i 20. Znając więc zmienność momentu, spowodowaną jedną z harmonicznych (z analizy harmonicznej), wystarczy pomnożyć ją przez 10 lub 20 i następnie dodać otrzymany wynik do normalnego momentu maksymalnego pomniejszonego o rozpatrywaną harmoniczną, a otrzyma się wówczas graniczną wartość momentu maksymalnego, działającą na wał śmigła przy krytycznej ilości obrotów, przy czym wartości otrzymane dla spółczynnika 10 są najlepsze, jakich można się spodziewać, zaś wartości dla spółczynnika 20 przedstawiają najniebezpieczniejsze z tych, których wystąpienie jest prawdopodobne. Nawiasem mówiąc, przekonano się, że spółczynnik 15 leży blisko wartości właściwej silnikom tego typu. Na podstawie tych wartości momentu można ocenić występujące w wale naprężenia i przedsięwziąć odpowiednie środki.

Znając spółczynnik zwiększenia, można również otrzymać wartość dla całkowitego spółczynnika tłumienia silnika z wzoru:

$$\text{Spółczynnik zwiększenia} = K = \frac{1}{\sqrt{(1 - x^2)^2 + \Delta^2 x^2}}$$

gdzie Δ — spółczynnik tłumienia

$$x = \frac{\text{częstość siły wzbudzającej}}{\text{częstość drgania własnego}}$$

Przy synchronizmie, wartość ta staje się $K = \frac{1}{\Delta}$

Z wzoru tego można wyznaczyć krzywą rezonansu rozpatrywanego silnika, jak przedstawiono na rysunku. Krzywa ta nie tylko pokazuje nam, czego należy oczekiwać przy szybkości krytycznej, ale i pokazuje, w jakiej bliskości od szybkości krytycznej można pracować bez przekroczenia pewnego stanu naprężeń w silniku. Wiadomo więc, że ujemny moment w zespole części, napędzającym śmigło, jest bardzo szkodliwy dla kół reduktora, nacięć piasty śmigła i t. d. Celem umiejscowienia odpowiedniego punktu na krzywej rezonansu wystarczy podzielić minimalny moment silnika (po usunięciu rozpatrywanej harmonicznej) przez amplitudę rozpatrywanej harmonicznej; otrzymuje się wówczas wartość dla maksymalnego dopuszczalnego spółczynnika zwiększenia. Następnie przeprowadza się przez krzywą rezonansu linię, odpowiadającą znalezionemu spółczynnikowi, i otrzymuje się zakres w obrębie punktów przecięcia tej linii z krzywą, w którym silnik nie powinien pracować. Typowe przykłady są przedstawione na rysunku dla silnika 9- i 14-cylindrowego. Należy zwrócić uwagę na to, że silnik 14-cylindrowy może pracować znacznie bliżej obrotów krytycznych, aniżeli 9-cylindrowy. Jak już zaznaczono, zastosowanie dynamicznego tłumika drgań całkowicie zmienia obraz.

Ten sam rodzaj analizy da się zastosować w stosunku do silników szeregowych w wypadku obrotów krytycznych, gdy harmoniczne pulsacji momentu skręcającego dadzą się bezpośrednio dodać dla poszczególnych cylindrów: chodzi tu o główne obroty krytyczne. Pozostałe obroty krytyczne są trudniejsze do badania i często bardzo przysparzają one największych kłopotów.

Na podstawie powyższych rozważań należy dojść do wniosku, że typ silnika wpływa na zagadnienie drgań wału i śmigła tak dalece, że powinien być brany pod uwagę w jakiejkolwiek dyskusji na ten temat.

ŚMIGŁO O STAŁEJ ILOŚCI OBROTÓW

Część I. Osiągi

F. W. CALDWELL, E. MARTIN i T. B. RHINES

Z oryginału p. t. „The Constant-Speed Propeller, Part I — Its Performance", S. A. E. Journal, January 1937, str. 28—33, przetłomaczył inż. W. Dostatni.

Oznaczenia (przyp. tłom.)

C_P — spółczynnik mocy $= N/\rho\ n^3\ D^5$

C_S — spółczynnik prędkości mocy*) $= V^5 \sqrt{\frac{\rho}{\Lambda n^2}}$

C_T — spółczynnik ciągu $= T/\rho\ n^2\ D^4$

D — średnica śmigła

n — ilość obrotów na minutę

N — moc

T — siła ciągu

V — szybkość lotu

η — sprawność

η_M — sprawność maksymalna dla danego C_S

η_P — sprawność maksymalna dla danego C_P

ρ — gęstość powietrza.

Konstruktorzy płatowców i użytkownicy oddawna odczuwali potrzebę śmigła nastawnego automatycznie, jako ideału, który przy minimum uwagi ze strony pilota, pozwoliłby na uzyskanie maksymalnych możliwych osiągów. To też zużyto wiele pracy nad konstrukcją urządzeń sterujących łopatki śmigła w locie i w ostatnich latach wysiłki te były bardzo owocne; zbudowano kilka typów śmigieł nastawnych w locie. Znajdujemy wśród nich rozwiązania, gdzie łopatki nastawiają się automatycznie, zależnie od sił zewnętrznych, działających na śmigło, lub pochodzących od samych łopatek.

Dyskusja różnych rozwiązań wymaga pewnej analizy warunków zapewniających zadowalający sposób pracy. Śmigło automatyczne, według pierwszych pomysłów, powinno utrzymywać stały kąt natarcia elementów łopatki, niezależnie od warunków lotu. Uważano bowiem za pożądane, aby profil stale pracował z największą sprawnością. Takie śmigło nie zapewnia jednak zadowalającej pracy, gdyż utrzymywanie stałych kątów natarcia powoduje zmianę spółczynnika mocy ze zmianą szybkości samolotu i jako rezultat — nadmierny wzrost ilości obrotów przy wznoszeniu. Wynika stąd, że najbardziej zadowalającym typem automatycznego działania jest taki, który dostosowuje warunki pracy śmigła do granic, ustalonych dla współpracującego silnika. Znaczy to, że ilość obrotów silnika powinna być stale utrzymywana na wybranym, dowolnym poziomie, niezależnie od wysokości lub położenia płatowca. To wymaganie jest oparte na obecnej koncepcji wytwórców, określających graniczne warunki pracy silnika. Może być ono łatwo zmienione, jeśli wytwórnie silników przyjęłyby warunki według innego schematu, dotąd nieużywanego.

Śmigło, sterowane ręcznie, może być ustawione na każde dowolne warunki pracy silnika. Ilość obrotów może być istotnie stała, niezależnie od szybkości i wysokości płatowca. Jednak sposób ten wymaga ciągłego nastawiania kąta łopatki przez pilota, zależnie od warunków lotu w danej chwili. W warunkach wojskowych naprzykład urządzenie takie wymagałoby stałego wysiłku ze strony pilota dla utrzymania podczas manewrów właściwej ilości obrotów. Takie śmigło, aczkolwiek teoretycznie zupełnie właściwe, nasuwa pewne praktyczne zastrzeżenia.

W dziedzinie śmigieł automatycznych zaprojektowano kilka, które nastawiają się w zależności od momentu silnika i śmigła. Urządzenie tego typu jest zazwyczaj takie, że danemu momentowi silnika odpowiada zawsze pewna ilość obro-

*) Spółczynnik C_S nie ma u nas ogólnie przyjętej nazwy. Terminu powyższego używa prof. G. A. Mokrzycki w pracy „Wstępny projekt aerodynamiczny".

tów, zaś zwiększenie momentu powoduje zwiększenie ilości obrotów. Działanie to jest zadowalające dla różnych szybkości płatowca i jednej wysokości; warunki lotu mogą się zmieniać od maksymalnej szybkości do szybkości wznoszenia bez większej zmiany warunków pracy silnika. Jednak skutek zmieniającej się gęstości powietrza powyżej wysokości nominalnej silnika jest taki, że moment maleje i w rezultacie ilość obrotów spada. Ten fakt w znacznej mierze ogranicza osiągi płatowca na dużych wysokościach, gdzie śmigło bardziej zadowalające utrzymywałoby stałe warunki pracy silnika.

Śmigła, ustawiające się w zależności od ciągu, dają się w pewnej mierze zaliczyć do tej samej kategorii. Mogą być one urządzone w ten sposób, że zmniejszają skok śmigła, gdy szybkość płatowca maleje, lecz zmniejszenie ciągu, które towarzyszy wzrostowi wysokości, powoduje zwiększenie skoku i w konsekwencji poważną redukcję mocy. Tu znów szybkość wznoszenia na dużych wysokościach i pułap, mogą być nawet niższe, niż osiągalne ze śmigłem o stałym skoku.

Inne rozwiązanie konstrukcyjne ma na celu uzależnienie skoku od gęstości powietrza, lub ciśnienia atmosferycznego za pomocą membrany barometrycznej i innych urządzeń. Nasuwa ono jednak zastrzeżenia, gdyż nie przewiduje zmiany skoku przy starcie i przy wznoszeniu. Także powyżej wysokości maksymalnej silnika działa ono w sposób niedogodny.

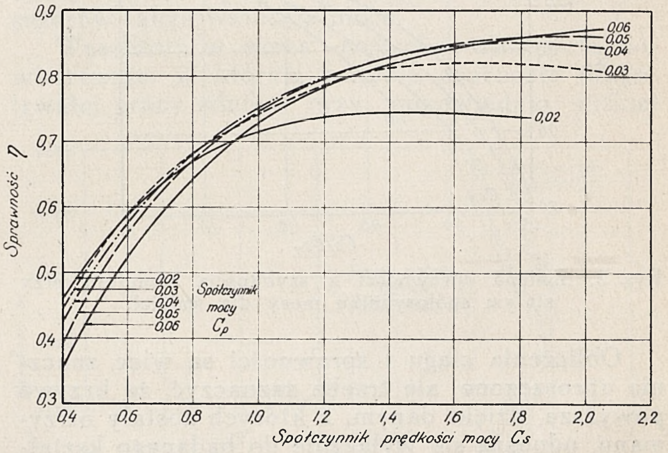
Przykłady powyższe przytoczono jedynie dla podkreślenia, że pełne wykorzystanie mocy silnika daje się uzyskać tylko wówczas, gdy działanie śmigła może być w sposób niezależny dostosowane do właściwych obrotów silnika. Pełny wydatek mocy silnika podczas wznoszenia może być osiągnięty tylko przy pełnych obrotach. Dotychczas jednak nie wynaleziono środka, zapomocą którego siły aerodynamiczne, działające na łopatki, ustawiałyby je tak, aby pożądana ilość obrotów we wszelkich warunkach była utrzymana. Można tutaj wspomnieć, że gdyby nawet ten cel osiągnięto, należałoby pilotowi pozostawić możność dowolnego nastawienia ilości obrotów, gdyż ilość obrotów dla przelotu jest inna niż dla wznoszenia.

Z chwilą, gdy żądamy, aby działanie śmigła mogło być określone według dowolnego schematu, musimy stosować zezwalający na to mechanizm. Takim mechanizmem, pracującym zupełnie niezależnie od sił działających na śmigło, a zależnie tylko od jego ilości obrotów, może być zwykły regulator odśrodkowy. Regulatory takie, jak wiadomo, można w pewnym zakresie nastawiać na każdą dowolną ilość obrotów. Przy tym rozwiązaniu sterowanie ilości obrotów nie jest praktycznie uciążliwe dla pilota, gdyż iest potrzebne tylko przy zmianie ilości obrotów. Na samolotach komunikacyjnych na przykład urządzenie to wymaga ustawienia przy starcie, przy wznoszeniu i przy przelocie po osiągnięciu wysokości przelotowej. Poza tymi trzema punktami uwaga pilota jest zwolniona.

Śmigło o stałej ilości obrotów Hamilton Standard zostało skonstruowane odpowiednio do omówionych wyżej wymagań. Szczegóły konstrukcji przedstawiono w drugiej części niniejszej pracy. Tu należy jeszcze wspomnieć, że wyposażenie składa się w istocie z dobrze znanego dwuskoku Hamilton Standard z dodatkiem zwykłego regulatora odśrodkowego, napędzanego przez silnik i sterującego śmigło za pośrednictwem oleju, który ciśnie na tłok piasty śmigła. Kąty łopatek w obecnie budowanych śmigłach mogą się zmieniać w zakresie 20°, co wystarcza do uzyskania pracy silnika w granicach przepisanych obrotów, zarówno przy starcie jak i przy przelotowym schodzeniu. Oprócz automatycznie stałej ilości obrotów przewidziano ustawienie łopatek na dodatnim dużym lub małym skoku i wtedy śmigło pracuje jak każde śmigło stałe. Czynność regulatora jest taka, że ilość obrotów silnika może zawierać się w dostatecznie ciasnych granicach, umożliwiając użycie go dla synchronizacji biegu silników na płatowcach wielosilnikowych.

Charakterystyka aerodynamiczna śmigła o stałej ilości obrotów

Charakterystyki aerodynamiczne śmigła o stałej ilości obrotów nie różnią się niczym istotnym od charakterystyk innych śmigieł. Można więc wykresy przedstawiane w N. A. C. A. Report. Nr. 350[1]) zastosować równie dobrze do śmigła o stałej ilości obrotów, jak do śmigła nastawnego, na którym próby przeprowadzono; sprawność w danych warunkach pracy nie będzie się znacznie różniła od sprawności odpowiedniego śmigła stałego. Układ większości danych jest dostosowany do użytku dla śmigła stałego, lecz drobne zmiany pozwolą zwiększyć ich użyteczność w zastosowaniu do tego specjalnego celu. Rys. 1 przedstawia sprawność śmigła w funkcji spółczynnika prędkości mocy C_S. Na wykresie tym spółczynnik mocy jest właściwszym parametrem, niż kąt łopatki. Należy podkreślić, że spółczynnik ten dla śmigła o stałej ilości obrotów, przy stałej mocy silnika, nie zależy od szybkości płatowca. Wykres ten, oparty jedynie na danych N. A. C. A. Report. Nr. 350 jest przeto typowym wykresem śmigła o stałej ilości obrotów. Krzywe odnoszą się do



Rys. 1. Sprawność śmigła w zależności od spółczynników.

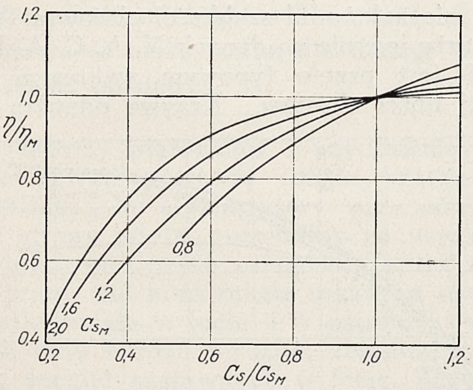
[1]) N. A. C. A. Report Nr. 350, 1930; „Working Charts for the Selection of Aluminium-Alloy Propellers of a Standard Form To Operate with Various Aircraft Engines and Bodies", by Fred E. Weick.

układu z silnikiem gwiaździstym i pierścieniem N. A. C. A. na kadłubie.

Stała ilość obrotów znacznie ułatwia obliczenie sprawności śmigła dla różnych szybkości płatowca. Dla śmigła stałego zagadnienie znalezienia ilości obrotów dla różnych wartości V było raczej nierozwiązalne i należało posługiwać się metodą kolejnych przybliżeń. Tutaj zupełnie tę trudność omijamy. Zmiana mocy ciągu jest wprost proporcjonalna do zmiany sprawności śmigła, ponieważ na każdej wysokości możemy przyjąć moc silnika za stałą. Wykresy analogiczne do rys. 2 i 3, można łatwo przygotować ze zwykłych danych śmigła. Każda krzywa przedstawia jeden spółczynnik mocy, który jest stały, niezależny od szybkości płatowca. Spółczynnik prędkości mocy jest liniową funkcją V i łatwo go obliczyć dla każdego wypadku.

Rys. 2 przedstawia zmianę sprawności śmigła w funkcji szybkości płatowca. Śmigła zostały wybrane do pracy w warunkach dużej szybkości, na obwiedniej krzywych na rys. 1. Rys. 3 daje podobny wykres. Tutaj jednak śmigła zostały wybrane do pracy w warunkach dużej szybkości na linii łączącej maksymalne sprawności poszczególnych krzywych C_P. Podobne wykresy można także ułożyć w funkcji posuwu V/nD, jako czynnika również wprost proporcjonalnego do szybkości płatowca.

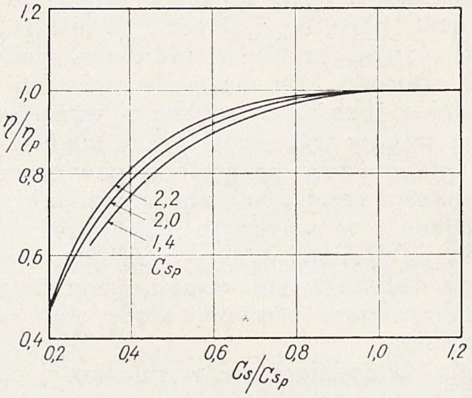
Jako trzeci przykład dogodnego przedstawienia własności śmigła przy stosowaniu stałej ilości obrotów ułożono wykres ciągu przy małej szybkości płatowca — rys. 4. Jest on analogiczny do wykresów przedstawionych w N. A. C. A. Report Nr. 481[1]) przy tym samym układzie kadłuba, co wykres nas rys. 1. Dane zostały ułożone przy stałych wartościach spółczynnika mocy zamiast kąta łopatki ponieważ spółczynnik ten nie zmienia się podczas startu.



Rys. 2. Zmiana sprawności z szybkością samolotu przy stałym spółczynniku mocy dla śmigieł.

Obliczenia ciągu i sprawności są więc znacznie uproszczone, ale trzeba zaznaczyć, że krzywe powyższe, dzięki danym, z których zostały otrzymane, odnoszą się wyłącznie do badanego kształtu łopatki. Dla innych łopatek należy wprowadzić odpowiednią modyfikację danych.

[1]) N. A. C. A. Report Nr. 481, 1934; „Working Charts for the Determination of Propeller Thrust at Various Air Speeds", by Edwin P. Hartman.



Rys. 3. Zmiana sprawności z szybkością samolotu przy stałym spółczynniku mocy dla śmigieł.

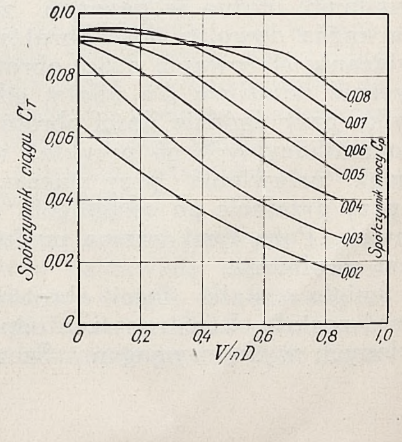
Osiągi płatowca

W rozdziale poprzednim omówiliśmy obliczenie sprawności śmigła o stałej ilości obrotów. Sprawności, które znajdziemy w poszczególnych wypadkach, nie koniecznie będą wyższe, niż przy innych typach śmigieł. W porównaniu n.p. ze śmigłem stałym, należy spodziewać się większej sprawności przy wznoszeniu dzięki mniejszym kątom natarcia łopatek. Temu zmniejszeniu kąta natarcia towarzyszy zmniejszenie posuwu V/nD, który na sprawność wpływa odwrotnie. W wielu wypadkach, gdy szybkości końca łopatki przy maksymalnej szybkości płatowca są duże, zmniejszenie obrotów podczas wznoszenia ze śmigłem stałym zmniejszy szybkość końca łopatki znacznie poniżej wartości krytycznej, co przy śmigle o stałej ilości obrotów nie zachodzi. Względne znaczenie powyższych czynników określa w każdym poszczególnym wypadku względne sprawności obu typów. Ogólna tendencja wskazuje, że sprawność śmigła o stałej ilości obrotów dla silników bez reduktora może być niższa niż dla skoku stałego, zaś dla silników z reduktorem jest nieco wyższa.

Należy podkreślić, że wpływ sprawności jest czynnikiem mniejszego znaczenia przy porównaniu śmigieł automatycznych i stałych. Najważniejszą różnicę znajdujemy w użytecznej mocy silnika. Jest ona znacznie ograniczona, gdy praca przy stałej ilości obrotów nie jest możliwa. Słuszność tego twierdzenia okazuje się zwłaszcza w porównaniu ze śmigłem stałym, chociaż istotne korzyści mogą być osiągnięte nawet w porównaniu ze zwykłym dwuskokiem.

Ilustruje to wykres na rys. 5, który przedstawia obroty i moce silnika w funkcji wysokości

Rys. 4. Ciąg śmigła przy małych szybkościach powietrza.

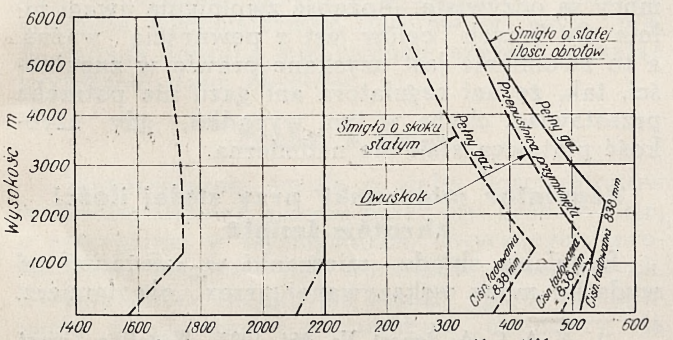


dla typowego wypadku podczas wznoszenia. Osiągalna dla tego wypadku ilość obrotów jest 2200/min podczas wznoszenia. Śmigło stałe nie zbliża się naturalnie do tej wartości, podczas gdy dwuskok, nastawiony na najlepszą pracę na wysokości 1200 m, rozwija zbyt małe obroty na pewnych wysokościach i należy przymykać gaz, aby nie przekroczyć obrotów na innych wysokościach. Mały skok w tym wypadku, może być na ziemi tak ustawiony, aby uzyskać te same osiągi, co ze śmigłem o stałej ilości obrotów w każdym dowolnym punkcie. Jednak przy jednym położeniu nie można otrzymać takich osiągów we wszystkich punktach. Zysk na efektywnej mocy silnika, osiągalnej ze śmigłem o stałej ilości obrotów, w porównaniu z dwuskokiem wzrasta z podwyższaniem wysokości nominalnej silnika. Dla silników przyziemnych ze śmigłem o dwóch skokach, nastawionym na wznoszenie przy ziemi, jedyne i to małe korzyści byłyby uzyskiwane na dużych wysokościach.

Analogicznie do krzywych dla wznoszenia (rys. 5) można wykreślić krzywe dla warunków przelotu jak na rys. 6. W tym wypadku krzywa dla śmigła stałego na ogół pokrywa się z krzvwą dla dużego kąta dwuskoku. Znów konieczność zamknięcia pracy silnika w określonych granicach powoduje straty przy tych typach, podczas gdy śmigło o stałej ilości obrotów pozwala uzvskać pełną moc przelotową na każdej wysokości.

Jako trzeci przykład polepszenia osiągów, możliwego przy stałej ilości obrotów, rys. 7, przedstawia zmianę ciągu śmigła z szybkością płatowca w czasie startu. Krzywe odpowiadają krzywym poprzednim tak daleko, jak długo mały skok jest utrzymany. Polepszenie startu w dużej mierze zależy właśnie od tego wyboru. Jeśli mały kąt dwuskoku został tak dobrany, aby silnik osiągał pełną ilość obrotów wkrótce po oderwaniu się płatowca od ziemi, wówczas jego krzywa ciągu będzie bardzo bliska krzywej śmigła o stałej ilości obrotów. Ale trzeba pamiętać, że takie ustawienie małego skoku jest korzystne tylko w czasie startu, zaś inne charakterystyki osiągów odpowiednio do tego pogorszą się.

Powyższe krzywe ciągu i mocy efektywnej nie dają jasnego obrazu łącznych korzyści w osiągach płatowca. Dlatego obliczono sprawności dla różnych warunków i moce siły ciągu, które przedstawiono pod postacią osiągów płatowca na wykresie rys. 8. Oszacowania sprawności dokonano zapomocą metody opartej na dokładnej analizie



Rys. 5. Obroty i moc silnika przy wznoszeniu.

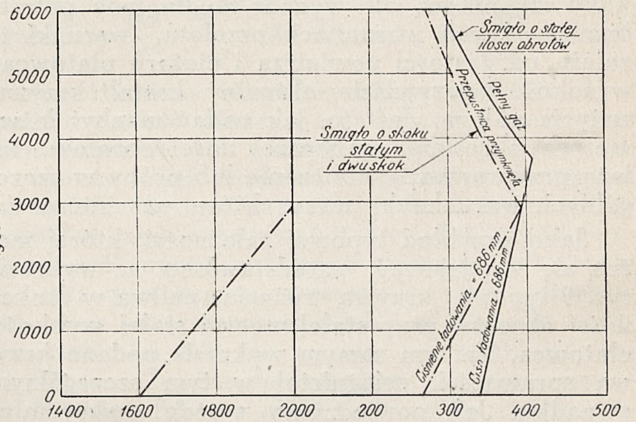
znacznej ilości badań śmigieł, przeprowadzonych przez N. A. C. A.; uwzględniono zmiany kąta natarcia, szybkości końca, obrysu, grubości, profilów łopatki i innych czynników. Uzyskano to, że krzywe przedstawiają tylko wypadek typowy; uzyskane korzyści przy innych instalacjach, zależą od szczególnych warunków.

Polepszenia osiągów są w wielu wypadkach poważne, lecz niektóre z nich nie są duże, i najczęściej można je pominąć przy silnikach o małej wysokości nominalnej. Ale rozpatrzyliśmy dotąd najbardziej używane charakterystyki osiągów. Jedną z największych zalet śmigła o stałej ilości obrotów jest zdolność do pracy w warunkach dawniej nieosiągalnych.

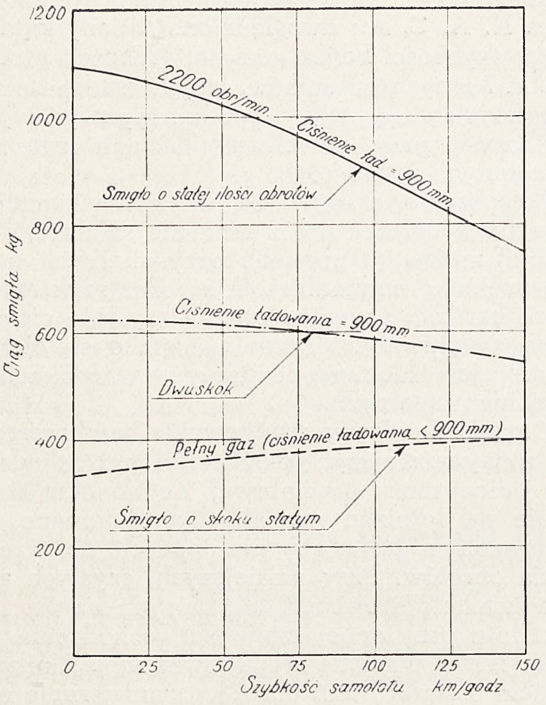
Z punktu widzenia użytkownika handlowego jedną z najważniejszych możliwości jest schodzenie przy pełnej mocy przelotowej. Ze śmigłem stałym zejście na lotnisko musiało być dokonane przy zmniejszonym gazie, aby nie dopuścić do przekroczenia obrotów. Przy dzisiejszych, czystych aerodynamicznie płatowcach, dla których wzrost szybkości lotu przy danej szybkości schodzenia jest duży, trzeba znacznie zredukować moc silnika. Ze śmigłem o stałej ilości obrotów zmniejszenie mocy nie jest potrzebne i można uzyskać wspomniane polepszenie osiągów. Tutaj znów rzeczywisty zysk zależy w dużym stopniu od wysokości, na której samolot jest normalnie używany; im większe wysokości wchodzą w rachubę, tym szybciej wzrastają korzyści. Wobec dzisiejszego dążenia do latania na coraz większej wysokości znaczenie stosowania śmigła o stałej ilosci obrotów staje się coraz większe.

Dzięki możności wznoszenia się na wysokość przelotową przy utrzymaniu polecanej ilości obrotów korzysta także transport handlowy. Można wykazać, że czas potrzebny do osiągnięcia odległego punktu na danej wysokości, jest prawie niezależny od szybkości, przy której płatowiec się wznosi. Utrzymywanie odpowiednio dużej szybkości w czasie wznoszenia polepsza oczywiście chłodzenie i przez to przedłuża życie silnika. Należy spodziewać się, że przy małym kącie i niedużej szybkości pionowej wznoszenia, komfort pasażerów także wzrośnie nieco.

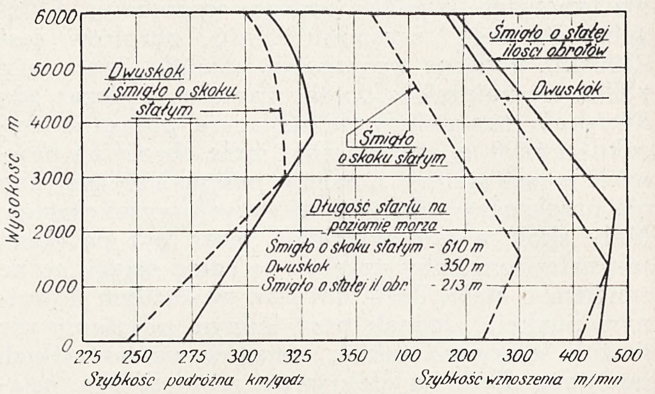
Weszliśmy w okres rozwoju transportu powietrznego, w którym wzrasta znaczenie długotrwałej pracy silnika przy odpowiednio niskiej



Rys. 6. Obroty i moc silnika przy przelocie,



Rys. 7. Ciąg śmigła rozporządzalny przy starcie.



Rys. 8. Porównanie osiągów z trzema rodzajami śmigieł.

mocy. Wiadomo, że ekonomia pracy silnika lotniczego wzrasta gwałtownie przy zmniejszaniu obrotów i zwiększaniu średniego ciśnienia efektywnego. Przy zastosowaniu śmigła o stałej ilości obrotów, można łatwo uzyskać przy przelocie pracę silnika na niskich obrotach. W zagadnieniu określenia najbardziej ekonomicznych warunków zapewniających długie życie silnika, odgrywa rolę kilka czynników; niektóre z nich wymagają dyskusji.

W wypadku, gdy śmigła są dobrane w normalny sposób, dla zapewnienia dobrej sprawności przy dużej szybkości lotu poziomego, sprawność w warunkach niskiej mocy przelotowej wzrasta początkowo, gdy ilość obrotów się zmniejsza, ale zaczyna spadać, gdy kąty natarcia łopatek stają się zbyt duże. Sprawność silnika przy tym zmniejszaniu obrotów stale wzrasta, tak, że największą ekonomię dla danego wydatku mocy uzyskamy wtedy, gdy iloraz sprawności śmigła przez zużycie właściwe paliwa osiągnie wartość największą. W tych warunkach ilość obrotów silnika będzie zależna od kilku czynników, jak: wymiar śmigła, moc potrzebna w danych warunkach przelotu, (warunki te zależą od gęstości powietrza i ciężaru płatowca), wysokość i oczywiście aktualny kształt krzywej zużycia paliwa. Jest to, jak widać niezbyt łatwa metoda określenia najlepszej ilości obrotów; należy przeprowadzić obliczenie lub próby w szczególnych warunkach pracy, które nas interesują.

Jako przykład typowej zależności, której można się spodziewać, przedstawiono na wykresie rys. 9 typową krzywą zużycia paliwa w funkcji ilości obrotów przy stałej mocy i stałej szybkości płatowca. Na tym samym wykresie podano krzywą sprawności, osiągniętej w tym szczególnym wypadku. Jak powiedziano wyżej, maksymalna wartość stosunku tych dwóch czynników określa najekonomiczniejszą ilość obrotów w przyjętych warunkach. Krzywe na rys. 9 są wykreślone dla stałej mocy, wskutek czego ciąg zmienia się. Dla zupełnie ścisłego rozwiązania należałoby przyjąć kilka mocy w pożądanym zakresie, aby dobrać ciąg do założonej szybkości płatowca. Istnieją inne, przypadkowe zalety, związane z tym nowym sposobem używania silnika na przelocie; m. in. można wspomnieć o zredukowaniu hałasu śmigła, co wynika z mniejszej szybkości końca łopatki.

W N. A. C. A. Report Nr. 464[1]) wykazano, że opór stojącego lub luzem biegnącego śmigła jest w dużym stopniu zależny od kąta ustawienia łopatki. Przy śmigle o stałej ilości obrotów i zakresie kątów 20° można ustawić łopatki na tak mały kąt, aby śmigło działało jako hamulec. Kąt lotu ślizgowego może być przeto zwiększony, a tendencja samolotu do długiego unoszenia się nad ziemią przy lądowaniu jest zmniejszona. Przypadkową zaletą przy użyciu zupełnie małego kąta przy lądowaniu, jest możność wyciągnięcia z silnika pełnej mocy w bardzo krótkim czasie, jeżeli lądowanie nie może się odbyć. Wtedy może mieć miejsce krótki okres chwilowego przekroczenia obrotów silnika zanim regulator śmigła zacznie działać.

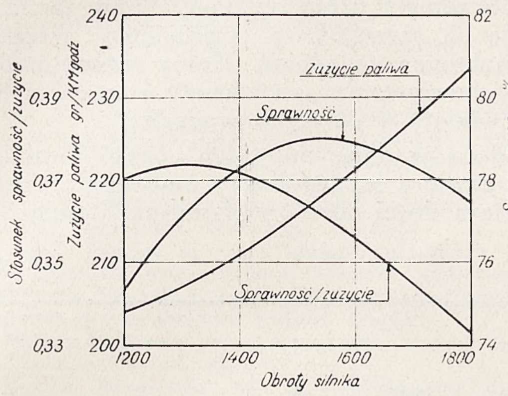
Na drugim krańcowym kącie — przy największym skoku, opór luzem biegnącego lub zatrzymanego śmigła jest o wiele mniejszy, niż przy normalnych kątach użytkowych. Osiągi płatowców wielosilnikowych zostają w ten sposób znacznie polepszone.

Płatowce wojskowe mogą uzyskać specjalne korzyści z automatycznie utrzymywanej stałej ilości obrotów. Pełną moc silnika można zawsze w czasie manewrów uzyskać bez uwagi ze strony pilota i bez ryzyka nadmiernego przekroczenia ilości obrotów silnika. Korzyści uzyskania pełnej mocy są oczywiste. Możność zwolnienia uwagi pilota dla innych celów jest z pewnością ważna, a to zwolnienie jest uzyskane prawie w zupełności, tak, że ani regulatora ani gazu nie potrzeba przestawiać, chyba w tym wypadku, gdy szybkość płatowca staje się nadmierna.

Regulator mieszanki przy stałej ilości obrotów śmigła

Regulacja składu mieszanki w zależności od wydatku mocy wskazywanej przez obrotomierz,

[1]) N. A. C. A. Report Nr. 464, 1933; „Negative Thrust and Torque Characteristics of an Adjustable-Pitch Metal Propeller", by Edwin P. Hartman.



Rys. 9. Typowy wpływ obrotów na ekonomię pracy silnika.

jest już od dawna używana przez pilotów. Sposób ten przyjął się ogólnie, mimo zupełnej oczywistości, że dokładność tak osiągnięta jest bardzo mała.

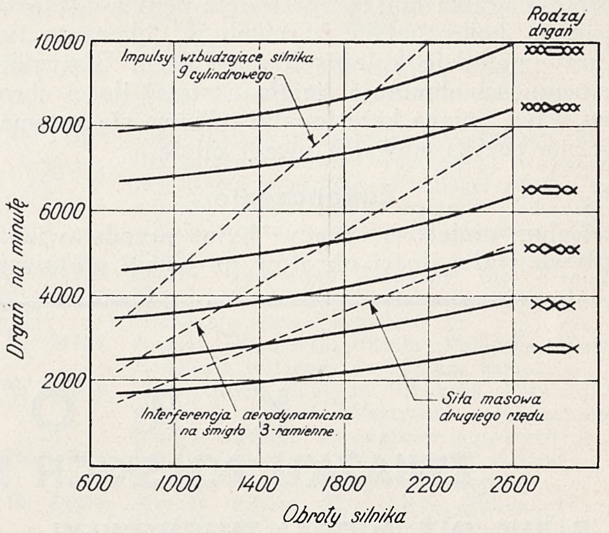
Śmigło o stałej ilości obrotów utrudniło tę metodę regulacji (można jej także używać przy ustawieniu łopatek na największy kąt) i skupiło uwagę na zagadnieniu regulacji mieszanki. Dla uzyskania odpowiedniej regulacji rozwinięto konstrukcje automatyczne, a w pewnych wypadkach, dla sprawdzenia procesu spalania zainstalowano analizatory spalin. Dzięki tym wysiłkom znaleziono regulatory, dające znacznie lepszy skład mieszanki, niż można było dawniej uzyskać; otrzymano bardziej zadowalające wyniki pracy silników, a także ekonomiczniejsze zużycie paliwa.

Drgania śmigła

Nowoczesne śmigła są tak zaprojektowane, aby we wszystkich warunkach pracy wytrzymałość ich była większa niż rzeczywiście potrzebna. Doświadczenie bowiem wykazało, że trwałość śmigła wzrasta znacznie, jeśli nie ma rezonansu drgań własnych w zakresie obrotów. Przy śmigle stałym obroty są określone szybkością lotu, gęstością powietrza i mocą silnika; jeżeli pewna ilość obrotów silnika jest niedopuszczalna, nie można osiągnąć odpowiadającej jej mocy i szybkości płatowca. Wykres na rys. 10 przedstawia krzywe, ilustrujące krytyczne częstotliwości drgań dla typowego śmigła i jednego położenia łopatki; przedstawiono także częstotliwości sił wzbudzających silnika 9-cylindrowego. Tabela określająca używanie silnika nie powinna zawierać obrotów, przy których oba rodzaje krzywych przecinają się; jednak dla śmigła stałego może to być niedogodne. Śmigło o stałej ilosci obrotów eliminuje współzależność obrotów od mocy, tak, że żądaną dowolną moc możemy uzyskać unikając krytycznej ilości obrotów.

Próby w locie

Wprowadzenie śmigła o stałej ilości obrotów wywołało zupełną zmianę przebiegu prób w locie, a szczególnie w wymaganiach, dotyczących sprowadzenia osiągów do warunków wzorcowych. Zwykłe wzory redukcyjne zostały oparte na założeniu, że ciśnienie i temperatura atmosfery są czynnikami, określającymi moc silnika i siły aerodynamiczne, działające na płatowiec i na śmigło.



Rys. 10. Typowa charakterystyka drgań śmigła przy jednym skoku łopatki i reduktorze 0,67.

Przy użyciu śmigła o stałej ilości obrotów czynniki atmosferyczne nie mają zwykłego wpływu na ilość obrotów silnika. Wydatek mocy silnika jest tutaj częściowo określony przez regulator ilości obrotów, który pracuje zupełnie niezależnie, tak, że conajmniej w części moc silnika jest określana dowolnie. Można wspomnieć, że podobne, lecz jeszcze surowsze warunki istnieją przy silnikach z doładowaniem, pracujących poniżej wysokości nominalnej, gdzie moc silnika prawie całkowicie jest ustalana według dowolnego schematu.

Ponieważ gęstość powietrza, określona ciśnieniem i temperaturą, oddziaływa bezpośrednio na płatowiec i śmigło, wydaje się słuszne przedstawienie osiągów w funkcji wzorcowej wysokości gęstościowej.

Wielkość mocy silnika, odpowiadająca każdemu punktowi prób, powinna być określona ze znanych warunków pracy silnika. W wypadku, gdy ta moc różni się od normalnej wartości na wysokości wzorcowej, można wprowadzić odpowiednie poprawki do osiągów. Te poprawki są wynikiem jedynie zmian w średnim ciśnieniu efektywnym, gdyż ilość obrotów jest stała niezależnie od warunków atmosferycznych. W związku z tym można wspomnieć, że szybkość wznoszenia nie powinna być brana wprost ze wskazań barografu lub wysokościomierza, ale raczej określona z równania $C = \frac{dp}{dt} \cdot \frac{1}{\rho \cdot g}$. W równaniu tym $\frac{dp}{dt}$ oznacza wielkość zmiany atmosferycznego ciśnienia, ρ — średnia gęstość między początkowym i końcowym ciśnieniem, których różnica określiła przyrost dp.

Należy także spodziewać się pewnych zmian w technice przeprowadzania prób w locie. Jako przykład możemy rozważyć wypadek porównawczych prób oporu, w których zależy na zdaniu sobie sprawy ze znaczenia pewnych zmian owiewków lub osłon przez wyrażenie ich pod postacią zmiany szybkości lub też zmiany mocy dla pewnej szybkości. Ze śmigłem stałym związek między szybkością płatowca a ilością obrotów zmienia się ze zmianą oporu; wprowadza to do prób dodatkowe zmienne, które, celem uzyskania właściwych

obrotów silnika muszą być wzięte pod uwagę przy zmianie skoku śmigła, zarówno w obliczeniu jak i przy metodzie kolejnych przybliżeń. Wszystkie te trudności eliminuje śmigło o stałej ilości obrotów, gdyż zmiana kąta łopatki odbywa się automatycznie bez zajmowania uwagi pilota.

Zakończenie

Celem niniejszej pracy było przedstawienie wpływu stałej ilości obrotów na osiągi płatowca, ich obliczenie i próby w locie. Ramy jej nie pozwalają na szczegółowe omówienie wszystkich wspomnianych zagadnień. Mamy jednak nadzieję, że zasadniczy temat jak i każdy etap rozwoju będą rozwinięte w dalszych pracach.

Podana w dalszym ciągu część II niniejszej pracy zawiera szczegółowe omówienie rozwoju regulatora ilości obrotów Hamilton Standard

(D. n.)

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

Ś. P. PŁK. INŻ. MICHAŁ TŁUCHOWSKI

Dnia 20 marca zmarł po krótkiej chorobie ś. p. kol. płk. inż. Michał Tłuchowski, kierownik fabrykacji lotniczej Dowództwa Lotnictwa, człowiek wielkiej pracy i nieskazitelnego charakteru. Ze względu na otrzymanie żałobnej wiadomości już po złamaniu numeru wspomnienie o zmarłym zostanie zamieszczone w następnym numerze.

WALNE ZGROMADZENIE

Dnia 14 lutego b. r. w Instytucie Aerodynamicznym przy ul. 6 Sierpnia 50 odbyło się Zwyczajne Walne Zgromadzenie Związku, na którym dokonano między innymi wyboru nowych władz.

Zarząd:

Prezes: kol. W. Challier
Wiceprezes i Przewodniczący Komisji Odczytowej: „ J. Dziewoński
Wiceprezes i Przewodniczący Komisji Wydawniczej: „ L. Kwaśniak
Sekretarz: „ M. Skarbiński
Zastępca Sekretarza: „ S. Dudziński
Skarbnik: „ L. Dulęba
Gospodarz: „ K. Jagoszewski
Zastępcy: „ J. Bełkowski
„ E. Kosko

Komisja Rewizyjna

Członkowie: kol. Z. Arnd
„ L. Łabuć
„ R. Suryn
Zastępcy: „ M. Kaczanowski
„ W. Zaremba

Komisja Weryfikacyjna

Członkowie: kol. E. Roland
„ F. Suchos
„ A. Szyszkowski

Sąd Koleżeński

Członkowie: kol. S. Krzyczkowski
„ W. Makowski
„ M. Pęczalski
„ S. Rogalski
„ A. Seńkowski

Obszerny komunikat o przebiegu Walnego Zgromadzenia został przesłany członkom Z.P.I.L. bezpośrednio. W przyszłości komunikaty Zarządu będą drukowane wyłącznie w T. N. L., a jedynie w wypadkach wyjątkowych będą rozsyłane oddzielnie.

KOMISJA ODCZYTOWA

Nowoobrany Zarząd Związku dokooptował kierowników poszczególnych Sekcji Komisji Odczytowej, która będzie prowadziła prace swoje w następującym składzie:

Przewodniczący: kol. Dziewoński Józef.

Kierownicy:
sekcji płatowcowej — kol. F. Misztal,
„ silnikowej — kol. W. Strzeszewski,
„ warsztatowej — kol. O. Bobrowski,
„ wyposażenia — kol. R. Suryn,
„ uzbrojenia — kol. R. Hirszbandt.

KOMISJA WYDAWNICZA

W związku z wyborem nowych władz Związku uległ również zmianie skład Komisji Wydawniczej, podany w numerze kwietniowym 1936 r. Obecna Komisja Wydawnicza ukonstytuowała się w następującym składzie:

Przewodniczący — kol. L. Kwaśniak.

Członkowie: kol. Z. Arnd,
„ J. Bełkowski,
„ A. Grzędzielski,
„ R. Hirszbandt,
„ E. Kosko,
„ L. Łabuć,
„ A. Pirowski.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Obliczenie kadłubów skorupowych wygłosił dnia 12 marca 1937 r. inż. Piotr Bielkowicz.

Odczyt ten wraz z dyskusją zostanie wydrukowany w jednym z najbliższych numerów „Technicznych Nowości Lotniczych".

WIADOMOŚCI
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

1. Na posiedzeniu Zarządu w dniu 5 marca r. b. firma „Motolux" została przyjęta do Zrzeszenia P.P.L. w charakterze członka czynnego.

W dniu 26 lutego r. b. wystąpiła z grona członków Zrzeszenia firma „Scintilla" sp. z o. o.

2. Zarząd Zrzeszenia uchwalił przedstawić do Izby Przemysłowo-Handlowej następujących kandydatów na rzeczoznawców lotniczych:

Dyr. M. Pęczalski na rzeczoznawcę gospodarki i kierownictwa budowy samolotów.

Inż. W. Danielewicz na rzeczoznawcę samolotów (materiały techniczne, produkcja, dostawy i t. p.).

Dyr. J. Wędrychowski na: 1) rzeczoznawcę gospodarki i kierownictwa budowy samolotów, 2) rzeczoznawcę samolotów (materiały techniczne, produkcja, dostawy i t. p.).

Inż. F. Stoszko na: 1) rzeczoznawcę gospodarki i kierownictwa przedsiębiorstw budowy balonów i spadochronów, 2) rzeczoznawcę balonów i spadochronów (materiały techniczne, produkcja, dostawa i t. p.).

Dyr. F. Peter na rzeczoznawcę silników lotniczych (materiały techniczne, produkcja, dostawy).

Inż. T. Gorgoń na rzeczoznawcę gospodarki i kierownictwa przedsiębiorstw budowy silników lotniczych.

Dyr. R. Szomański na rzeczoznawcę gospodarki i kierownictwa przedsiębiorstw budowy śmigieł.

Inż. J. Bukowski na rzeczoznawcę śmigieł (materiały techniczne, produkcja, dostawy i t. p.).

Dyr. J. Pawłowski na: 1) rzeczoznawcę gospodarki i kierownictwa przedsiębiorstw budowy przyrządów pokładowych, 2) rzeczoznawcę przyrządów pokładowych (materiały techniczne, produkcja, dostawy i t. p.).

Dyr. H. Sonabend na rzeczoznawcę gospodarki i kierownictwa wytwórni odzieży lotniczej.

Dalsze kandydatury w przygotowaniu.

3. Urząd Patentowy R. P. w Nr.Nr. 1/37 i 2/37 r. b. udzielił patentów *) na następujące wynalazki w zakresie lotnictwa:

Nr. 24256. „Askania" Werke A. G. (Berlin — Friedenau, Niemcy). Łożysko do przyrządów napędzanych za pomocą powietrza sprężonego.

Nr. 24241. Aleksander Trojecki i Henryk Toczałowski. Warszawa. Przyrząd do mierzenia ilości cieczy w zbiorniku.

Nr. 24276. Akciova spolecnost, drive Skodovy zavody v Plzni (Praga, Czechosłowacja). Luneta obserwacyjna.

Nr. 24346. Bendix Aviation Corporation (Chicago, Illinois USA). Urządzenie do wskazywania np. wysokości.

Nr. 24350. John Valantine Garden (Camberley, Wielka Brytania). Szybowiec wyposażony w pomocniczy zespół napędowy w postaci silnika spalinowego, napędzającego śmigę, w celu umożliwienia startu szybowca z ziemi o własnej mocy.

Nr. 24342. Sperry Gyroscope Company Inc. (Brooklyn, New York, USA). Silnik pomocniczy do uruchomiania sterów samolotu.

Nr. 24315. August Zdaniewski (Biała Podlaska, Polska). Podwozie wciągane do kadłuba samolotu.

Nr. 24263. Caoutschoue Nouveau (Benzons, Francja). Nie pękający zbiornik półsztywny, przeznaczony do paliwa ciekłego dla statków powietrznych.

Nr. 24361. Bendix Aviation Corporation (Chicago, Illinois, USA). Urządzenie giroskopowe.

Nr. 24364. Marcel Adrien Elie Levy (Paryż, Francja). Urządzenie do zapisywania bezpośredniego lub na odległość liczb i wskazań przyrządów pomiarowych i sygnalizacyjnych, zaopatrzonych we wskazówki.

Nr. 24377. Max Yves Antonin Serruys (Paryż, Francja). Przyrząd do wykrywania wybuchów detonujących w silniku spalinowym.

Nr. 24451. Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie (Warszawa, Polska). Urządzenie do samoczynnego uruchomienia podstawy karabina maszynowego, w płaszczyźnie pionowej i poziomej za pomocą karabina maszynowego, zwłaszcza do celów lotniczych.

*) Wiadomości Urzędu Patentowego".

NOWE WYDAWNICTWA

WIADOMOŚCI INSTYTUTU METALURGII I METALOZNASTWA, rok 3, Nr. 4.

(Dokończenie).

G. Welter: Kilka pomiarów w zakresie granicy płynności miękkiej stali.

Praca ta wiąże się ściśle z zagadnieniami, które stanowiły temat niedawnej polemiki autora z inż. Wolskim („Techniczne Nowości Lotnicze", Nr. 10, 11 i 12, 1936 r.). Interesujących się tą polemiką odsyłamy do wymienionej pracy, świadczącej o znamiennej ewolucji, jakiej ulegają w wyniku ostatnio przeprowadzonych badań poglądy prof. Weltera. J. T.

G. Welter i *A. Bukalski:* Wpływ drgań na własności wytrzymałościowe materiałów konstrukcyjnych.

Praca ta byłaby wartościowsza, gdyby została ściślej przeprowadzona. Autor niesłusznie traktuje wpływ drgań tak, jak gdyby same drgania stanowiły jeden określony zawsze stały czynnik dodatkowo wprowadzony przy obciążaniu próbki.

Siła obciążenia próbki rozciąganej i wprawionej w drgania smykiem przedstawi się

$$P = P_1 + P_2 \sin 2\pi nt$$

Dynamometr maszyny wytrzymałościowej, z powodu jej bezwładności, wskaże tylko siłę P_1, a przecież siła ta nie mówi o wszystkim. Wielkość jej (przy określonej szybkości rozciągania) zależeć będzie o amplitudy P_2 w pierwszym rzędzie, a prócz tego (co wynika z własności materiału) od częstotliwości n i czasu trwania obciążenia t. Autor o amplitudzie P_2 nawet nie wspomina i dla tego o wielkości siły P nic nie wiemy. Krzywe, podane przez autora z prób na rozciąganie bez drgań i z drganiami, nie mogą mieć wartości naukowej z powodu b. dowolnego traktowania warunków.

Autor na końcu nadmienia o doniosłości doświadczeń, w których poddanoby próbkę jednocześnie zmęczeniu przez obciążenia zmienne i przez drgania, t. j. poddając próbkę podwójnie zmiennym obciążeniom:

$$P = P_1 \sin (2\pi n_1 t + \alpha_1) + P_2 \sin (2\pi n_2 t + \alpha_2)$$

Próba taka bez ścisłego ustalenia warunków nie przedstawiałaby wartości, a wprowadzenie ścisłych warunków w tym wypadku nastręczyłoby zbyt wielkie trudności przy niewielkich korzyściach.

W dzisiejszych czasach wystarcza w zupełności określenie zakresu bezpieczeństwa naprężeń w postaci znanego wykresu pola, dającego całokształt obciążeń obustronnych i jednostronnych oraz graniczny punkt dla wytrzymałości trwałej, t. j. obciążenia granicznego

$$T = R + R_1 \sin 2\pi\, nt$$

gdzie $R_1 \longrightarrow 0,\ t \longrightarrow \infty$

M. Śmiałowski. O mozaikowej budowie kryształów metali. *K. W.*

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI.
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6. tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3612 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa. Ordynacka 3. tel. 644-59.